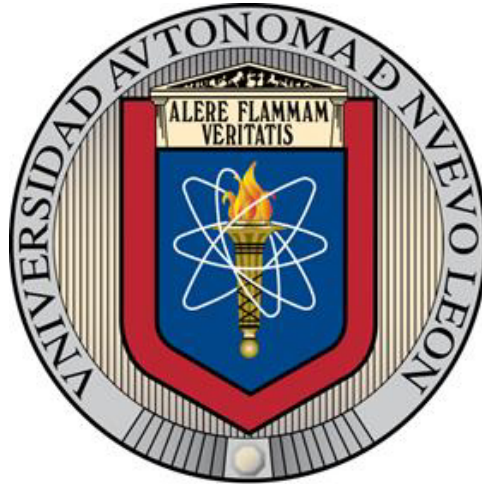


UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA



**DISEÑO AERODINÁMICO DE UN UAV CON APLICACIÓN EN
FUMIGACIÓN AGRÍCOLA**

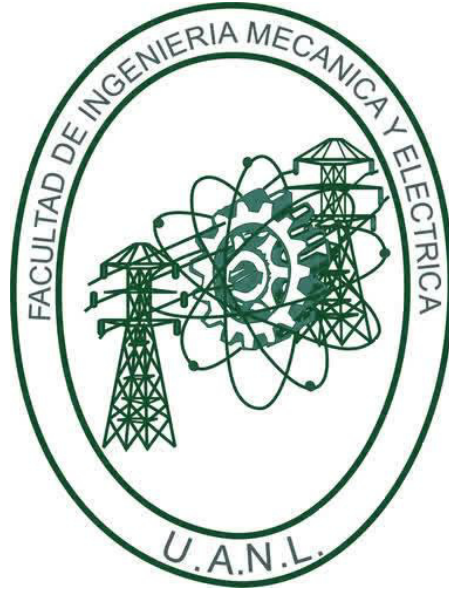
POR

ING. SAÚL ALBERTO TORRES ZAMILPA

**COMO REQUISITO PARCIAL PARA OBTENER EL GRADO DE
MAESTRÍA EN INGENIERÍA AERONÁUTICA CON ORIENTACIÓN
EN DINÁMICA DE VUELO**

JULIO, 2017

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA
SUBDIRECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO



**DISEÑO AERODINÁMICO DE UN UAV CON APLICACIÓN EN
FUMIGACIÓN AGRÍCOLA**

POR

ING. SAÚL ALBERTO TORRES ZAMILPA

**COMO REQUISITO PARCIAL PARA OBTENER EL GRADO DE
MAESTRÍA EN INGENIERÍA AERONÁUTICA CON ORIENTACIÓN
EN DINÁMICA DE VUELO**

SAN NICOLÁS DE LOS GARZA, NUEVO LEÓN, MÉXICO

JULIO DE 2017

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA
SUBDIRECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO

Los miembros del comité de tesis recomendamos que la tesis "DISEÑO AERODINÁMICO DE UN UAV CON APLICACIÓN EN FUMIGACIÓN AGRÍOLA" por el Ing. Saúl Alberto Torres Zamilpa con número de matrícula: 1696273 sea aceptada para su defensa como opción a grado de Maestro en Ingeniería Aeronáutica con orientación en Dinámica de Vuelo.

El Comité de Tesis



Dr. Eduardo Liceaga Castro

Asesor


Dr. Alfredo Arias Montaña

Revisor


M en C Daniel Martínez Vazquez

Revisor


Dr. Simón Martínez Martínez

Subdirector de Estudios de Posgrado

San Nicolás de los Garza, Nuevo León, Junio 2016

DEDICATORIA

A los dos motores que hacen posible esto.

Al combustible que te lleva a cualquier lugar.

Al ala que nunca me dejo caer.

A los vientos que indican el rumbo.

AGRADECIMIENTOS

A Dios por haberme permitido concretar esta etapa de mi vida y darme siempre fuerza y alegría para continuar en la vida.

Al Dr. Eduardo Liceaga Castro, por todo el apoyo brindado durante mis estudios de posgrado, por sus enseñanzas y el estilo único de asesoramiento, supervisión y lecciones de vida que de él obtuve.

Al Dr. Arias Montaña, quién despertó en mí el interés por la ciencia e ingeniería aeronáutica y a quien admiro por su destacado lugar en el crecimiento de la investigación en esta rama de la ciencia a la que pocos atreven a adentrarse.

Al Dr. Juan Francisco Luna por su amistad, asesoría y compañerismo.

Al M en C Daniel Martínez y Dr. Octavio García, por sus enseñanzas y consejos durante mi estancia en la maestría.

A mis amigos en la maestría, Fernando, Armando, Martín, Víctor, Giovanna y Francisco, con quienes se hacía más amena la estancia y se alegraban los días.

A Fabián Basaldúa por su amistad, apoyo y por todos los proyectos académicos y anécdotas divertidas que pasamos.

Al CONACyT por creer en los jóvenes y haber apoyado mis estudios y a este proyecto

A la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica de la Universidad Autónoma de Nuevo León, y a rectoría de la UANL, por todo el apoyo administrativo y económico recibido.

A todo el personal adscrito al Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica, quienes en mayor o menor medida, aportaron a este trabajo.

A todas aquellas personas que no están en esta lista, pero que hicieron posible que hoy esté redactando estas líneas, por su apoyo, gracias.

ÍNDICE GENERAL

Resumen	14
Hipótesis	15
Diseño Aerodinámico	16
Introducción	17
Capítulo 1 Planteamiento	19
1. Objetivo de la aeronave	19
2. Justificación	19
3. Planteamiento de la misión	20
4. Investigación documental	21
4.1 En México	22
4.2 En el mundo	24
5. Tipo de estructura propuesta	25
5.1 Semimonocasco	26
5.2 Monocasco	26
6. Boceto	27
Capítulo 2 Dimensionamiento	28
1. Peso máximo de despegue Primera Estimación	28
1.1 Determinación de carga útil	29
1.2 Optimización del tanque de fumigante	30
1.2.1 Optimización del tanque de fumigante (Lagrange)	31
1.3 Determinación del peso de fuselaje	35
1.4 Determinación del peso combustible	37
1.5 Determinación del peso de ala, empenaje y pintura.	40
1.6 Estimación del peso de otros sistemas	41
2. Peso máximo de despegue Segunda Estimación	42
2.1 Definición de la misión	42
2.2 Peso del modelo	44
2.3 Automatización de cálculo del peso máx. de despegue	49
3. Centro de gravedad (primera estimación)	50
4. Trayectorias predeterminadas	52
Capítulo 3 Aerodinámica	53
1. Elección de perfil aerodinámico	53

1.1	Determinación del tamaño de malla para perfil bidimensional---	54
1.2	Análisis de perfiles aerodinámicos -----	55
1.3	Selección de perfil -----	67
2.	Elección del ala-----	69
2.1	Análisis de configuración geométrica de ala -----	69
2.2	Selección de configuración alar-----	81
3.	Elección del fuselaje-----	82
3.1	Análisis de configuraciones geométricas fuselaje -----	82
3.2	Selección de la geometría del fuselaje -----	84
4.	Optimización -----	85
5.	Localización del ala a lo largo del fuselaje-----	86
5.1	Configuración del UAV-----	87
5.2	Función Objetivo -----	88
6.	Coeficiente de volumen del estabilizador horizontal y vertical----	92
Capítulo 4	Desempeño-----	96
1.	Coeficiente de sustentación máximo (CLmax) -----	96
2.	Velocidad de pérdida (Vstall) -----	99
3.	Polar de la aeronave-----	99
3.1	¿Qué es?-----	99
3.2	Métodos -----	99
4.	Potencia requerida-----	102
5.	Carga alar-----	104
6.	Longitud de pista-----	104
7.	¿Óptimo?-----	106
Capítulo 5	Resultados-----	107
Conclusiones Generales	-----	109
Anexos	-----	110
Bibliografías	-----	140
Ficha de Autobiografía	-----	142

ÍNDICE DE GRAFICAS Y FIGURAS

Figura 1, Ultra ligero, fumigador	21
Figura 2, S4 Ehécatl Hydra Technologies	22
Figura 3, Gavilán Hydra Technologies	23
Figura 4, Rmax yamaha, aplicación en USA	24
Figura 5, VC06, UAV desarrollo Origen Chino.	25
Figura 6, Agro X, Boceto propuesto.	27
Figura 7 Diagrama de flujo para obtener las dimensiones apropiadas del tanque fumigante.	30
Grafica 1 Área vs relación de altura-radio.	31
Figura 8.- Propuesta de tanque para almacén de pesticida.	34
Figura 9 Aproximación de la geometría del fuselaje.	35
Figura 10 Perfil de la misión “básico”.	37
Figura 11.- Tabla 8.1. Fracciones de peso en aeronaves [15]	40
Figura 12 Etapas básicas para el diseño de aeronaves [8]	42
Figura 12.1 Etapas de operación del UAV	43
Figura 13 Estructura de datos programa de automatización Wo	49
Figura 14 Objetos de datos programa de automatización Wo	49
Figura 15.- A patrón clásico de fumigación, B patrón de rodeo para fumigación.	52
Figura 16.- Viraje correcto / viraje incorrecto.	52
Figura 17.- Perfil AG35	56
Grafica 2.- Cl Vs α para perfil AG35.-a) Design Foil b) Fluent	56
Grafica 3.- CD Vs α para perfil AG35.-a) Design Foil b) Fluent	57
Grafica 4.- CM Vs α para perfil AG35.-a) Design Foil b) Fluent	57
Grafica 5.- CL/CD Vs α para perfil AG35.-a) Design Foil b) Fluent	58
Figura 18.- Distribución de velocidad flujo laminar AG35, fluent	58

Figura 19.- Perfil BE50	59
Grafica 6.- C_l Vs α para perfil BE50.-a) Design Foil b) Fluent	59
Grafica 7.- C_D Vs α para perfil BE50.-a) Design Foil b) Fluent	60
Grafica 8.- C_M Vs α para perfil BE50.-a) Design Foil b) Fluent	60
Grafica 9.- C_L/C_D Vs α para perfil BE50.-a) Design Foil b) Fluent	61
Figura 20.- Distribución de velocidad flujo laminar BE50, fluent.	61
Figura 21.- Perfil FX74 CL5 140	62
Grafica 10.- C_l Vs α para perfil FX74 CL5 140.-a) Design Foil b) Fluent	62
Grafica 11.- C_D Vs α para perfil FX74 CL5 140.-a) Design Foil b) Fluent	63
Grafica 12.- C_M Vs α para perfil FX74 CL5 140.-a) Design Foil b) Fluent	63
Grafica 13.- C_L/C_D Vs α para perfil FX74 CL5 140.-a) Design Foil b) Fluent	64
Figura 22.- Distribución de velocidad flujo laminar FX74 CL5 140, fluent	64
Figura 23.- Perfil DF102	65
Grafica 14.- C_l Vs α para perfil DF102. a) Design Foil b) Fluent	65
Grafica 15.- C_D Vs α para perfil DF102 .-a) Design Foil b) Fluent	66
Grafica 16.- C_M Vs α para perfil DF102 .-a) Design Foil b) Fluent	66
Grafica 17.- C_L/C_D Vs α para perfil DF102.-a) Design Foil b) Fluent	67
Figura 24.- Distribución de velocidad flujo laminar DF102, fluent	67
Gráfica 18 POLAR perfiles	68
Figura 25.- Configuración alar #1 forma rectangular.	70
Figura 25.1.- Configuración alar #1 forma rectangular ANSYS.	70
Grafica 19.- ARRASTRE [N] VS ANGULO DE ATAQUE [°] ala 1	71
Grafica 20.- LEVANTAMIENTO [N] VS ANGULO DE ATAQUE [°] ala 1	71
Grafica 21.-EFICIENCIA AERODINAMICA VS ANGULO DE ATAQUE [°] ala 1	72
Figura 26.- Análisis AVL, para 3°.- Distribución de C_L por estaciones Ala 1	72
Figura 27.- Configuración alar 2 , semi-elíptica	73
Figura 28.- Configuración alar #2 forma rectangular ANSYS	74
Grafica 22 LEVANTAMIENTO [N] VS ANGULO DE ATAQUE [°] ala 2	74

Grafica 23 DRAG [N] VS ANGULO DE ATAQUE [°] ala 2	75
Grafica 24 EFICIENCIA AERODINÁMICA VS ÁNGULO DE ATAQUE [°] ala2	75
Figura 29.- Análisis AVL, para 3°.- Distribución de CL por estaciones Ala 2	76
Figura 30.- Distribución de la fuerza de levantamiento a lo largo de la envergadura.	77
Figura 31.-Configuracion alar 3 con forma semi elíptica, un estrechamiento	78
Figura 32.- Configuración alar #3 forma rectangular ANSYS.	79
Grafica 25 ARRASTRE [N] VS ANGULO DE ATAQUE [°] ala 3	79
Grafica 26 LEVANTAMIENTO [N] VS ANGULO DE ATAQUE [°] ala 3	80
Grafica 27 EFICIENCIA AERODINAMICA VS ANGULO DE ATAQUE [°] ala 3	80
Figura 33.- Análisis AVL, para 3°.- Distribución de CL por estaciones Ala 2	81
Figura 34.- Análisis AVL, Fluent, fuselaje 1, para 3°.	82
Figura 35.- Análisis AVL, Fluent, fuselaje 2, para 3°.	83
Figura 36.- Análisis AVL, Fluent, fuselaje 3, para 3°.	83
Figura 37.- Análisis AVL, Fluent, fuselaje 4, para 3°.	84
Figura 38.- Esquema de funcionamiento de código central Master.m	86
Figura 39.- Esquema de funcionamiento de código central Master.m más CG.	87
Figura 40.- Fuerzas y Momentos. Vuelo recto y nivelado	88
Figura 41.- Esquema de funcionamiento de código central Master.m más función objetivo	90
Figura 41.1.- Analisis de levantamiento a diversos ángulos de ataque	91
Figura 42.- UAV con V tail.	91
Figura 43 Bosquejo del estabilizador horizontal	93
Figura 44 Parámetros geométricos para el modelo de momento de cabeceo	93
Figura 45 Método para dimensionalización del empenaje	94
Figura 46 Bosquejo del estabilizador vertical	95
Figura 47 Esquema de funcionamiento de código central Master.m y función empenaje	95
Grafica 28 Alpha vs CL aeronave (Ejemplo).- AVL	97
Figura 48.-Distribucion de coeficientes locales.	97

Figura 49 Esquema de funcionamiento de código central Master.m más CLmax	98
Figura 50 Líneas de flujo, AVL	100
Figura 51 Polar del UAV-AVL	101
Figura 52 Esquema de funcionamiento de código central Master.m más polar.	102
Figura 53 Curva de potencia requerida del UAV-AVL	102
Figura 54 Esquema de funcionamiento de código central Master.m más potencia.	103
Figura 55 Distribución de cargas-AVL.	104
Figura 56 Esquema de funcionamiento de código central Master.m más longitud pista.	105
Figura 57 Esquema de funcionamiento de código central Master.m General.	106
Figura 58.- Planos Generados.	108

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1.-Datos de S4 Ehécatl Hydra Technologies-----	22
Tabla 2.-Datos de Gavilán Hydra Technologies-----	23
Tabla 3.-Datos de Rmax yamaha, aplicación en USA-----	24
Tabla 4 Peso del fuselaje con diferentes materiales.-----	36
Tabla 5 Peso de componentes y porcentaje del peso total de despegue-----	41
Tabla 6: Solución por bisección del peso máximo de despegue-----	48
Tabla 7.- Estimación centro de gravedad (Lleno)-----	51
Tabla 8 Estimación centro de gravedad (Vacío)-----	51

RESUMEN

El presente trabajo fue realizado con el fin de obtener el título de Maestro en Ciencias de Ingeniería Aeronáutica, con enfoque a Dinámica de Vuelo. A continuación en este se muestra el planteamiento para la solución de uno de los problemas más grandes en la pérdida de cosechas. Dicha solución es la prevención y exterminación de plagas mediante la fumigación aérea. En esta tesis, se detalla el diseño aerodinámico de un vehículo aéreo no tripulado (UAV por sus siglas en inglés), como su título lo dice. Para poder llegar al resultado final, se debió realizar el planteamiento del problema, definiendo los objetivos de la aeronave, de tal forma que la aeronave no tripulada pudiera cumplir con las necesidades que se tienen en la vida cotidiana dentro de la agricultura y además, sin descuidar la aeronavegabilidad del modelo. Por esta razón se comenzó por hacer el planteamiento de la misión, donde se denotaron, limitaron y propusieron los diferentes valores iniciales y de frontera, mediante una investigación documental de las necesidades de los agricultores mexicanos para realizar la tarea de fumigación, así como mediante el estudio estadístico de aviones equivalentes en operación. De esta manera se pudo proponer una estructura, la cual fue modificada mediante la aplicación de códigos diseñados en Matlab, haciendo un enlace con el programa computacional AVL.

Una vez que se plantearon los requerimientos esenciales de la misión, se pudo proceder al dimensionamiento, el cual cuenta con cálculos necesarios para definir el peso máximo de despegue, el cual consta de la determinación de la carga útil, peso del fuselaje, peso del combustible necesario para realizar un vuelo completo, etc. Lo anterior fue realizado con métodos matemáticos y computacionales mediante un acoplamiento de funciones que en conjunto podían realizar esta tarea, así como algunas otras, como determinar diversas configuraciones del UAV. En este proceso se consideró como referencia el centro de gravedad de la aeronave, con lo cual se pudieron definir las configuraciones, ala, fuselaje, empenaje del modelo. Para alimentar los datos en los códigos mencionados, previamente se realizó el análisis aerodinámico de perfiles alares, formas de ala y formas del fuselaje mediante Computational Fluid Dynamics (CFD).

Los códigos empleados en la tesis utilizan un método de análisis de búsqueda, con el objetivo de hacer una optimización heurística con la aplicación de algoritmos genéticos. Dichos algoritmos realizan una búsqueda “burda” y posteriormente se realiza una búsqueda “fina” mediante el método de Nelder-Mead. Estos códigos, definidos en funciones mostradas en el ANEXO X ayudaron además a determinar la posición del ala a lo largo del fuselaje y posteriormente a calcular los volúmenes del estabilizador horizontal y vertical bajo el cumplimiento de las funciones objetivo que se mencionarán más tarde.

Finalmente, después del desarrollo y enlace de las diversas funciones principales, se obtuvo la polar de la aeronave, así como la envolvente de vuelo. Las cuales contribuyeron a obtener los parámetros característicos de la aeronave y poder definir si los requerimientos de ascenso, la tracción disponible, así como las distancias de despegue y aterrizaje cumplen los requerimientos mostrados en la Sección 2.1 del Capítulo 1. Con ello se evaluó una y otra vez mediante los algoritmos evolutivos hasta satisfacer las necesidades del problema y obtener, como resultado, el modelo final. Una vez obtenidos los planos del modelo, se realizó en 3D con apoyo del software CATIA V5 [26] y posteriormente se hizo un modelo a escala, el cual voló satisfactoriamente.

HIPÓTESIS

Realizar la etapa de diseño y análisis de un UAV para fumigación agrícola, considerando que la implementación de un UAV para la fumigación de cosechas, puede traer grandes beneficios, como disminución de pérdidas en las mismas. Un UAV tiene menores costos de operación sin mencionar el sueldo del piloto, de esta manera, se espera que el gasto que genera un UAV fumigador sea bastante menor al gasto que se genera con la utilización de helicópteros o aviones fumigadores. Con pesos superiores a una tonelada y media, los sistemas clásicos de fumigación aérea generan grandes cantidades de contaminantes ambientales, si se disminuye dicho peso, disminuirá directamente la cantidad de contaminantes, el UAV a diseñar consumirá menor cantidad de combustible debido a la eficiencia aerodinámica de sus componentes y la ampliación de un motor considerablemente pequeño comparado con la carga útil que podrá transportar.

UAV Agrícola

Diseño Aerodinámico

INTRODUCCIÓN

México es un país con una amplia variedad de recursos naturales. Todo lo que se encuentra en la naturaleza y que puede ser aprovechado por el hombre es un recurso natural, las personas trabajamos para obtener, transformar o intercambiar los recursos naturales y utilizarlos en nuestro beneficio. Para ello, realizamos actividades económicas que pueden pertenecer a los sectores primario, secundario o terciario. Las actividades de los tres sectores están ligadas entre sí. La Agricultura en México entra dentro de las principales fuentes de ingresos económicos y alimenticios, por lo cual el cuidado de la cosecha es de suma importancia para los propietarios y trabajadores, una de las principales causas de pérdidas del producto es la infección por plagas de diferentes tipos de organismos [1]. Por dicha razón se busca que con la fumigación aérea se contribuya en la disminución de dichas pérdidas.

La industria agrícola en México no tiene nuevos aviones debido a que no se ha recibido ningún apoyo durante años. Los inversores privados tampoco han mostrado ningún interés para la aviación agrícola. Las Aeronaves agrícolas antiguas como la Piper Pawnee, que es la más utilizada en la actualidad, son casi obsoletas, mucho del tiempo empleado para la fumigación es sobre enfoques de mantenimiento de estas viejas aeronaves, que no cumplen con las normas en algunas ocasiones, lo cual puede causar muchos accidentes.

En México se producen más de 30 mil toneladas de producto agrícola anualmente [1]. Se espera que sea el doble para el 2016 por lo que la flota actual en México será insuficiente y el envejecimiento de la misma puede conducir a grandes pérdidas. En los países industrializados el 80% de la fumigación se realiza desde el aire. Hay aproximadamente 30.000 aviones agrícolas en el mundo.

Convencionalmente, las aeronaves agrícolas se basan en aviones pilotados. Sin embargo, las misiones agrícolas son bastante peligrosas, y requieren actividades sustanciales de pilotaje. Además, las personas en tierra también están expuestas a un gran peligro, ya que los aviones vuelan muy cerca a terreno con velocidades cercanas a la velocidad de pérdida. Esto esencialmente puede causar que los aviones se desplomen especialmente durante los giros así mismo hay accidentes por colisiones con obstáculos, como cables eléctricos, árboles, cercas. Por estas razones en la presente TESIS se busca el

Diseño de un UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*), la cual es una aeronave no tripulada capaz de efectuar la misión planteada, al no tener un piloto al mando se pueden modificar ciertas características de la aeronave convencional para disminuir el peso de la aeronave e incrementar su eficiencia aerodinámica, siguiendo un proceso de diseño similar al de las aeronaves tripuladas. En primera instancia se plantea una aeronave que realice fumigación dentro del territorio mexicano, pero se pretende que dicha aeronave pueda ser utilizada en cualquier terreno.

Para realizar los procesos de análisis aerodinámico y diseño, se emplearán diferentes paquetes computacionales, tanto de análisis de fluidos (CFD), como programas de análisis mediante algoritmos de vórtices y métodos numéricos. En la actualidad existen diversos trabajos, de diferentes niveles de estudio en el mundo acerca del diseño aerodinámico, pero en esta ocasión, se planea realizar un diseño bajo un concepto de mejoramiento anidado, teniendo como “núcleo” el programa MATLAB, con el que se conjuntarán todos los software aplicados para el análisis de fluidos, tanto de secciones alares, como perfiles y cuerpos semi rígidos, como el fuselaje y el empenaje. Esto, mediante funciones matemáticas desarrolladas en este programa. Dichas funciones serán entrelazadas entre sí, permitiendo la manipulación de los datos utilizando ficheros para el almacenamiento, lectura y escritura de datos de relevancia. La razón de lo anterior es que normalmente el cálculo del análisis aerodinámico no es comúnmente retroalimentado, por esta razón, siguiendo el concepto de los autores mencionados en los capítulos, se estableció una relación de diseño, para utilizar el “método clásico” de diseño y un “método automatizado”, lo que permitirá utilizar herramientas básicas, como son las ecuaciones de las fuerzas aerodinámicas y herramientas “modernas” que son los métodos de optimización heurística. Los códigos desarrollados en esta TESIS, son auténticos y se pretende que en un futuro, el proyecto pueda seguir creciendo hasta tener un conjunto de códigos anidados, que puedan asistir de manera más importante en el desarrollo de aeronaves. En México, el desarrollo del diseño aeronáutico es limitado, sabiendo que tenemos la capacidad y herramientas para diseñar algo único, en el mundo es lo que mueve este trabajo, por lo que planteamos un panorama de diseño entendible, siempre aplicando la Ciencia de la Ingeniería Aeronáutica que tenemos a nuestro alcance.

CAPÍTULO 1

PLANTEAMIENTO

1. OBJETIVO DE LA AERONAVE

Desarrollar un UAV para realizar fumigaciones agrícolas a una altitud máxima de 3000 metros sobre el nivel del mar, teniendo una carga útil de 200 litros de fumigante. Considerar una pista de despegue y aterrizaje no mayor a 150m.

2. JUSTIFICACIÓN

En México las actividades económicas primarias representan el 4.8 % del PIB, teniendo el sector agrícola una participación del 58% del PIB primario total, lo que representa aproximadamente 160 mil millones de pesos [1].

Las plagas causan la pérdida de más del 40% de las cosechas a nivel mundial [2], por lo que al reducir este número repercutirá directamente en la productividad agraria de cada país. Desafortunadamente los métodos actuales de fumigación pueden llegar a ser bastante costosos o puede llevar bastante tiempo en la aplicación.

Existen innumerables aplicaciones para los vehículos aéreos no tripulados, desde la obtención de fotografías hasta cuestiones de espionaje. El diseñar un Vehículo Aéreo no Tripulado, UAV, que sea instrumental para solucionar dichos problemas puede traer consigo diferentes soluciones económico-ambientales. Si se logra atraer una mayor participación del personal agrario para la utilización de fumigantes aéreos a un menor costo que el convencional, se perderá una menor cantidad de cosecha que la habitual y de esta forma aumentará el PIB primario y de manera directa la calidad de vida.

De manera paralela, se pretende disminuir el índice de contaminantes de hidrocarburos, ya que a diferencia de los vehículos aéreos comúnmente utilizados para trabajos de fumigación (helicópteros y aviones), el UAV disminuye el consumo de combustible debido su peso ligero, lo que repercute directamente en el decremento del índice de contaminantes.

Además de los beneficios previamente mencionados, el uso del UAV podría reducir las posibilidades de accidentes aéreos, ya que sin lugar a dudas, uno de

los trabajos con mayor índice de mortalidad por accidente laboral es el que desempeñan los pilotos fumigadores. Estas prácticas son complicadas por el tipo de plantaciones que se realizan en México. En el **Esquema 1. Apéndice A** se muestra la distribución en el país de estas plantaciones.

3. PLANTEAMIENTO DE LA MISIÓN

La misión principal es fumigar plantíos para evitar o eliminar plagas, la cantidad de fumigante por hectárea varía según el tipo de cosecha (0.4 a 3 Kg). En las fichas técnicas de *Dupont* se indica que para fumigación aérea es recomendable un volumen de 80lt de agua para las cantidades del concentrado del químico ver referencias 5 a 7. Por otro lado, una de las empresas encargadas de fumigación aérea en el país comenta que un avión pequeño puede fumigar una hectárea con 70lt de pesticida [4].

Los fungicidas seleccionados son: EQUATION ® PRO, HELM BENOMIL y CURZATE ® M-8 de la marca registrada Du Pont, los cuales cumplen las normas de la *Environmental Protection Agency* [4], estos químicos son vendidos en la república mexicana y pueden ser usados para plantíos comunes en México, como lo son el maíz, aguacate, naranjo, mandarinero, toronjo, limonero, mango, manzano, frijol, así como para la fresa, lechuga, papa, calabaza etc. [5,6,7]. Para el UAV fumigador se necesitará un pista improvisada, con poca preparación, pues uno de las características de esta aeronave es que pueda ser despegada en las cercanías del lugar a fumigar, por tanto la pista de despegue y aterrizaje debe ser corta por primera propuesta se considerará una pista de 150m contemplando que por lo general las hectáreas son cuadradas con ancho de 100m, y para el fácil acceso en las orillas de las mismas se encuentran caminos de acceso.

El tamaño de la aeronave no debe ser muy grande, pues se requiere un fácil transporte para dicha aeronave. Por lo cual se requiere que el UAV pueda ser desmontado en 6 piezas principales (fuselaje, punta ala izquierda, punta ala derecha, parte central de ala, estabilizador horizontal, estabilizador vertical). Dentro del fuselaje deben ir los componentes esenciales de la aeronave, como lo son el motor, el tanque de combustible, el tanque fumigante, el equipo de fumigación y la aviónica. El tren de aterrizaje se pretende sea tipo triciclo pues sabemos que este tipo de configuraciones requieren menos pista para el despegue [9]. Así mismo el tren será fijo para evitar colocar un sistema electro hidráulico para su despliegue. Además se propone una altitud máxima para fumigación de 3000 m debido a que la superficie con mayor altitud en el país es Atlacomulco con 2670m de altitud.

La velocidad de aplicación debe ser la menor posible, por tanto será muy cercana a la velocidad de pérdida, pero sin llegar a una velocidad que comprometa la seguridad de la aeronave. Se propone una velocidad para primera interacción de 80 Km / hr. Puesto que los ultra ligeros vuelan aproximadamente a esta velocidad.

4. INVESTIGACIÓN DOCUMENTAL

En la actualidad la mayoría de las fumigaciones se realizan por aviones y helicópteros. Aunque en los últimos años, en un intento de disminuir los costos de operación e inversión, han venido introduciéndose al mercado aeronaves ultraligeras biplaza. La mayoría de estas aeronaves son capaces de operar alrededor de 200 kg o más de carga útil, dependiendo de la potencia del motor. A principios del año 2017 [41] saldrá al mercado una aeronave no tripulada con tareas de extinción de incendios, transporte de mercancías, vigilancia, fumigación y siembra. Debido a que esta aeronave no fue diseñada para una misión específica, su fuselaje (Fig. 1), no es el más adecuado para realizar fumigaciones. Dicha aeronave tiene un peso en vacío de 1600 kg, por lo que no cumple el objetivo propuesto de disminución de combustible [3]. En primera instancia, la aeronave agrícola estará inspirada en un planeador debido a su alta eficiencia aerodinámica, tratando de integrar los equipos que se utilizan en un ultraligero monoplaza.



Figura 1, Ultra ligero, fumigador

4.1 En México

El desarrollo de aviones no tripulados es limitado, en la actualidad se han desarrollado 5 UAVs de tamaño considerable en México, registrados en la actualidad. [27] Los más considerables son el S4 Ehécatl es un sistema de vigilancia no tripulado aérea cuyo desarrollo comenzó en 2002. Su principal mercado está dirigido a proporcionar capacidades de seguridad y vigilancia en apoyo de las Fuerzas Armadas, así como la protección civil en situaciones de peligro.

Debido a su pequeño tamaño y la naturaleza no tripulada, puede entrar en zonas peligrosas sin ser detectado, usa un motor pequeño. Dicha aeronave fue desarrollada por Hydra Technologies. Figura 2, Los valores comparables se muestran en la Tabla 1. [27]



Figura 2, S4 Ehécatl Hydra Technologies

Tabla 1.-Datos de S4 Ehécatl Hydra Technologies

Parámetro	Valor	Unidad
Velocidad máxima	166.68	Km/h
Techo de servicio	4572	m
Altitud de operación	1828.8	m
Envergadura	3.7	m
Peso máximo despegue	55	Kg
Velocidad crucero	70.376	Km/h
Autonomía	8	hr

Como el S4 Ehécatl, el E1 Gavilán es el resultado del esfuerzo conjunto del Gobierno Federal mexicano, el sector financiero por medio de Nafinsa, instituciones académicas y científicas como el Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología (Conacyt), el Instituto Politécnico Nacional, la Universidad Autónoma de Guadalajara y el ITESO. Su innovación más relevante es que este vehículo no necesita de pista de despegue, ya que puede ser lanzado a mano, haciendo muy favorable su despliegue en zonas de terreno no favorable Figura 3. Los datos de este UAV son los mostrados en la Tabla 2. [27]



Figura 3, Gavilán Hydra Technologies

Tabla 2.-Datos de Gavilán Hydra Technologies

Parámetro	Valor	Unidad
Velocidad máxima	90	Km/h
Techo de servicio	3048	m
Altitud de operación	2438	m
Envergadura	1.5	m
Peso máximo despegue	5	Kg
Velocidad crucero	45	Km/h
Autonomía	1.5	hr

También se encuentra el UAV Desarrollado en la Incubadora de Empresas del Tecnológico de Monterrey, el BETA-1a pero este prototipo aun no despegue por primera vez, también se tiene el QAE 108-100 por parte de la empresa Quetzal, pero dicho modelo no cuenta con vuelos formales registrados hasta la fecha. Al investigar dicho tema, se percató que en la actualidad no se han desarrollado prototipos para UAV de fumigación agrícola en el país.

4.2 En el mundo

Como tantas innovaciones tecnológicas, mejoradas y perfeccionadas por los militares, el uso de aviones no tripulados en la producción agrícola, actualmente presenta una intrigante posibilidad que tiene una buena oportunidad de desarrollo en Estados Unidos. Hoy en día hay más de 2.500 helicópteros Yamaha Rmax (Figura 4) dando soporte a 2,5 millones [28] de acres de campos de arroz en el país vecino. Estos helicópteros sin piloto se encuentran en proceso de ser aprobado para su uso en Australia, principalmente para el control de malezas. El RMAX está equipado con un tanque 8-litros a cada lado del fuselaje. Puede funcionar durante aproximadamente 10 a 15 minutos y cubrir alrededor de 1.5 a 5 hectáreas por hora, lo que hace, obviamente, más rápido que un tractor. El helicóptero es operado por un equipo de dos personas - un controlador y vigilante - que deben pasar las pruebas escrita y ser certificado por la FAA. [28] Ver Tabla 3.



Figura 4, Rmax yamaha, aplicación en USA

Tabla 3.-Datos de Rmax yamaha, aplicación en USA

Parámetro	Valor	Unidad
Capacidad fumigante	16	Lt
Tasa de descarga	1.3-2.0	min
Altitud de operación	400	m
Envergadura (rotor)	3.1	m
Peso máximo despegue	28	Kg
Peso de carga	7.0	Kg
Rango operación (visual)	400	m

Por parte de Asia, se encuentra el VC06, (Figura 5) del cual por su lejanía, no se encuentran datos técnicos en internet o el mercado, limitando a mencionar que usa 8 motores eléctricos y puede cargar hasta 20 lt de líquido fumigador. [29]



Figura 5, VC06, UAV desarrollo Origen Chino.

Así, con esta breve documentación podemos observar que el desarrollo de prototipos e incluso aplicación en el campo de la agricultura es muy escaso en el mundo, dejando abierta una puerta para el desarrollo e investigación de dichas aeronaves, por lo cual tomaremos como referencias algunos de los paramentos encontrados en las referencias.

5. TIPOS DE ESTRUCTURAS PROPUESTAS

Para poder comenzar con las propuestas del diseño, es esencial definir qué tipo de estructura se planea utilizar, la estructura de un avión tiene dos funciones, esto es por un lado transmite y soporta las diversas cargas a las que se ve sometida la aeronave. Por otro lado, da la forma externa y la mantiene, indispensable para el vuelo. Esto hace que las chapas de recubrimiento sean un efectivo material resistente, y en función de si esta delgada chapa está rigidizada o no, nos encontraremos con estructuras monocasco o semi-monocasco. [8]

5.1 Semi-monocasco

Este tipo de estructuras es formado por un revestimiento y refuerzos transversales y longitudinales que hacen posible soportar los esfuerzos de compresión, flexión y torsión sin fallos del revestimiento. Es el tipo empleado con preferencia. Este tipo de estructura podría aplicarse como primera fase, para las pruebas de diseño y posteriormente pasar a la aplicación de una estructura monocasco. Esto en gran parte debido a que, como el modelo tendrá una parte experimental, el costo de fabricación correrá por cuenta personal. Posteriormente, tras una posible satisfacción en el vuelo, se buscara apoyo económico para el desarrollo a escala real del prototipo.

5.2 Monocasco

De la literatura y experiencia adquirida en los cursos de Ingeniería y Maestría, podemos definir que una estructura monocasco es una estructura a recubrimiento resistente, esté colabora con el resto para proporcionar resistencia al conjunto. Consiste en un casco hueco delgado sin órganos transversales ni longitudinales (Como el MQ-9 Reaper). También se llama así al fuselaje formado por anillos distanciados entre sí, a los cuales se fija el revestimiento (Como lo es el 787). La palabra monocasco deriva de monocoque, que significa “cáscara o curva plana simple sin refuerzo” [9]. Como menciona el autor McCormick la mayor estabilidad lograda con la inclusión del recubrimiento resistente, este tipo de estructura ha desplazado a la reticulada. Actualmente su empleo se limita a aquellos casos en que no deben practicarse aberturas, o si se las debe incluir, éstas son pequeñas y pocas, de tal manera que la distribución de esfuerzos sea más uniforme. Cuando se la emplea se recurre al uso de aleaciones livianas con la ventaja de poder aumentar su sección a igualdad de peso, con lo que se aumenta la estabilidad del conjunto frente a las cargas que obran sobre el fuselaje. En resumen, resulta ser liviano, pero es de difícil construcción, es de difícil reparación, e impone limitaciones de diseño, lo cual para el proyecto podría ser costoso, pero innovador, además en caso de utilizar este tipo de estructura facilitaría el diseño del tanque, pues podría tomarse como parte del fuselaje. Así mismo, en un planteamiento de proyecto a largo plazo podría proponerse una fusión entre el área de materiales y dinámica de vuelo del CIIIA para su futuro desarrollo.

6. BOCETO

La importancia del boceto en el diseño de aeronaves es esencial para el desarrollo del proyecto, esto, debido a que es una conceptualización de la idea básica del diseñador, en la Figura 6 se muestra un sencillo dibujo del UAV Agro X. Se pretende comenzar por una aeronave de una configuración convencional, ala media y tren de triciclo. Eso partiendo de los resultados obtenidos en la TESIS de Ingeniería que se desarrolló en el año 2013, para la titulación de Ingeniería en Aeronáutica, con apoyo del Ing. Jorge Gutiérrez y el M en C Ondraj Karas. [30]. En dicha tesis, se hace referencia a esta configuración, debido a los análisis realizados en las pruebas de diseño por medio de CFD, donde, para esta aplicación la configuración más adecuada es la propuesta en el Boceto.

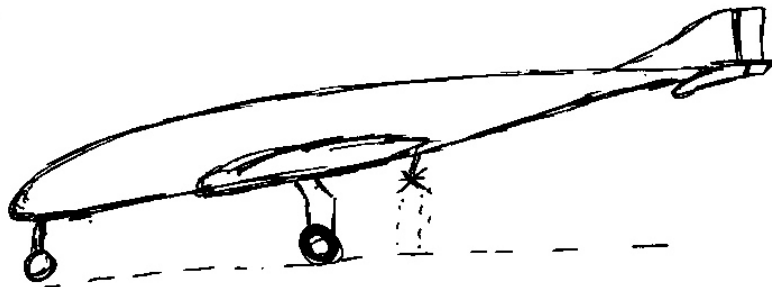


Figura 6, Agro X, Boceto propuesto.

En este primer boceto, se plantea la idea de un fuselaje alargado, con una forma de perfil aerodinámico de forma lateral, pero cabe mencionar que esto puede variar según el volumen de fumigante que será ingresado en el contenedor. El tren de aterrizaje se propone en triciclo debido a que así el sistema de riego estará alejado del suelo, y eso evitara que sea dañado en el aterrizaje, puesto que la aeronave debe ser diseñada para poder despegar desde terrenos poco preparados.

El empenaje convencional solo es de forma ilustrativa, al igual que la posición del ala, esto debido a que se modificara debido a los análisis aerodinámicos que se desarrollarán a lo largo de la Tesis. En este prototipo, se propone que el motor se encuentre en la parte delantera, cerca de la electrónica y del tanque de combustible, esto para evitar colocar extensiones de mangueras lejanas al motor y para que el flujo de aire de la hélice sirva como un sistema de ventilación “natural” para la electrónica y el mismo motor. Con esta configuración se evitará agregar un sistema de enfriamiento secundario, evitando así peso extra.

El tanque del pesticida se buscar esté lo más cerca posible del centro de gravedad, esto porque al descargar el tanque, el peso variará y modificará la posición del centro de gravedad, así, si colocamos el tanque cerca del centro de gravedad, se podrá tener un rango menor en la variación de la posición del mismo, evitando que el avión pueda tornarse inestable al variar el peso de carga durante la fumigación.

CAPÍTULO 2

DIMENSIONAMIENTO

1. PESO MÁXIMO DE DESPEGUE PRIMERA ESTIMACIÓN

Aunque aún no existe ningún FAR para la certificación de un UAV, el diseño se apegará lo más posible a las organizaciones internacionales vigentes. La OACI emitió en el Anexo 5 que el SI (Sistema Internacional de medidas) es el único que tiene validéz en dicha organización.

Existen diversos métodos mostrados en los ejemplares *Aircraft Design: A Conceptual Approach* [8] así como en el *Aircraft Design* [15], *Aircraft Design* [34], entre otros, para obtener el peso máximo de despegue, peso de la tripulación, peso de carga útil, peso vacío, peso de combustible de la aeronave. Para un UAV no se considera peso de la tripulación y el peso de la carga útil es el equivalente al peso del fumigante. Los métodos que se muestran en dichos ejemplares están basados en la experiencia y comparación de diferentes aeronaves por lo que seguir al pie de la letra dicho procedimiento sería equívoco. Por lo que se utilizará un método más específico ya que se determinará el peso de los diferentes sistemas y para el peso del ala y empenaje se utilizarán porcentajes mostrados en el ejemplar *Aircraft Design: A Conceptual Approach* [8].

Para esta primera estimación del peso, se harán aproximaciones de posibles pesos que podrían tener los diferentes componentes. Tanto del sistema de

fumigación, como la carga útil, o las partes de la aeronave. Cabe mencionar que estas aproximaciones servirán, no solo para darnos una idea del peso de la aeronave como primera estimación, sino que también para desarrollar los códigos de diseño en MATLAB. Los resultados de esta etapa serán utilizados como valores iniciales de los cálculos subsecuentes.

En esta etapa es importante considerar los datos recolectados en las investigaciones previas, tanto para el diseño de la aeronave como, la versatilidad del tipo de fumigante a utilizar. Recordemos que como se mencionó con anterioridad, las cosechas son atacadas por diferentes plagas, por lo que el tipo de pesticida variará según el tipo de producto-cosecha, el lugar de aplicación y el tipo de plaga a erradicar.

En el siguiente punto se muestra la determinación del peso de carga, considerando los tres pesticidas más utilizados en el país, los cuales, según sus fichas técnicas abarcan el 80% de los tipos de cultivos que se siembran en México. Además de que son poco dañinos para el medio ambiente y son de fácil preparación.

1.1 Determinación de la carga útil.

El peso de carga (W_{PL}) para la misión consiste en los diferentes fumigantes que se podrían utilizar para fumigar el campo, actualmente los más comerciales en el mercado son [4]:

- a) Benomil con una densidad de 380 kg/m^3 [5]
- b) Curzate con una densidad de 370 kg/m^3 [6]
- c) Equatron PRO con una densidad de 500 kg/m^3 [7]

Debido a que el Equatron PRO tiene una mayor densidad ($\rho_{Equatron}$) que los demás, su valor se considerará como referencia para realizar los cálculos posteriores. La misión de la aeronave requiere cargar un volumen (V_{tanque}) de 200 litros de fumigante.

$$W_{PL} = \rho_{Equatron} * V_{tanque}$$

$$W_{PL} = \left(\left(500 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right) (0.2 \text{ m}^3) \right) * \left(9.81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \right) = 981 \text{ N}$$

1.2 Optimización del tanque de fumigante

Ante la premisa de “a menor material menor peso”, se busca optimizar el contenedor fumigante con capacidad de 200 litros. Cuidando la aerodinámica de la aeronave se trabajará con la geometría de un cilindro. Se realizó un Diagrama de flujo de datos (DFD) (Figura 7) para el cálculo de la mejor área (A) posible en un rango de radio (r) de 100 a 1000 mm, teniendo como valor fijo el volumen (V) y haciendo una relación con la altura (h) y los valores propuestos del radio.

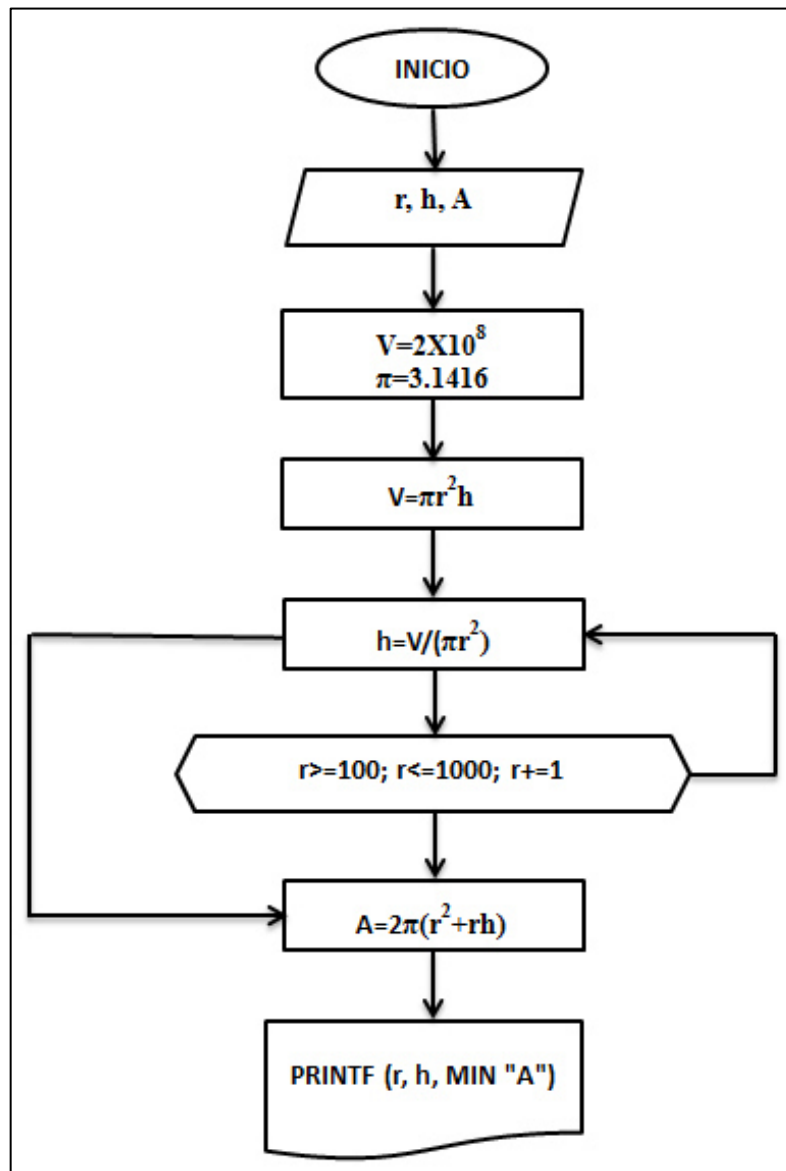
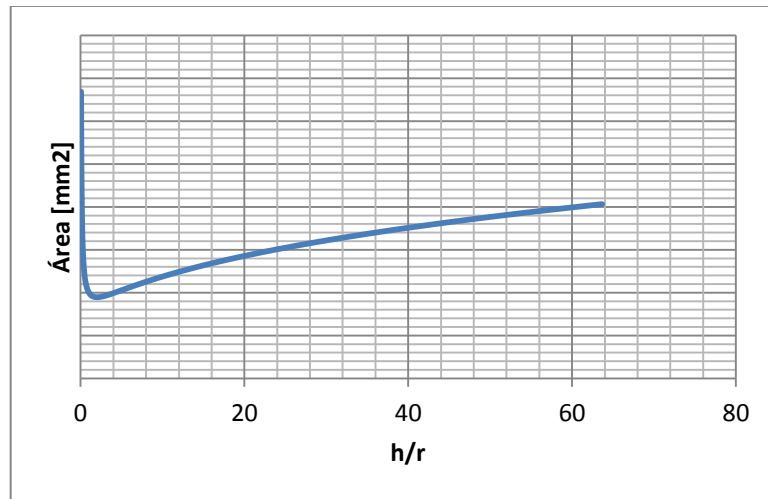


Figura 7 Diagrama de flujo para obtener las dimensiones apropiadas del tanque fumigante.

Con base en el diagrama de flujo anterior, se obtuvo la gráfica 1 en la cual podemos notar fácilmente la zona de decrecimiento del valor del área y en qué punto de la relación h/r se encuentra. Una vez realizado el proceso mostrado en la Figura 7, se obtuvo un radio de **317.2 mm** y una altura de **633.5 mm**. Con estas dimensiones se obtiene un gasto mínimo de material para la construcción del tanque fumigante, lo que repercutirá favorablemente en la disminución de peso de la aeronave.



Grafica 1 Área vs relación de altura-radio.

1.2.1 Optimización del tanque de fumigante (Lagrange)

Para comprobar los valores obtenidos en el proceso anterior, recurrimos al método de multiplicadores de Lagrange mostrado en el ejemplar Optimum systems control (Andrew P. Sage). [16].

Para la optimización de un contenedor cilíndrico partiendo de que se tiene un volumen (V), dependiente de la altura o longitud (h) y el radio (r). Considerando un área inicial A_0 .

Partiendo de que:

$$V(r, h) = \pi r^2 h$$

$$A(r, h) = 2\pi r^2 + 2\pi r h = A_0$$

Usando el multiplicador de Lagrange (λ), con lo cual podemos obtener los valores extremos [16], en nuestro caso un valor mínimo. La ecuación del volumen $V(r,h)$ sujeta a un área inicial $A(r,h) = A_0$, entonces tendremos que:

$$V'(r,h) = V(r,h) + \lambda[A(r,h) - A_0]$$

Cambiando a los parámetros utilizados para el cálculo del volumen:

$$V'(r,h) = \pi r^2 h + \lambda[2\pi r^2 + 2\pi r h - A_0]$$

Derivamos la función respecto a ambas variables (r y h), esto para poder encontrar la condición de volumen mínimo. Posteriormente el resultado se iguala a cero para así obtener h y r en términos de λ :

$$\frac{\partial V'(r,h)}{\partial h} = \pi r^2 + 2\pi r \lambda = 0; \quad r = -2\lambda$$

$$\frac{\partial V'(r,h)}{\partial r} = 2\pi r h + \lambda[4\pi r + 2\pi h] = 0; \quad h = 2r = -4\lambda$$

Cuando evaluamos λ en el área $A(r,h) = A_0$ entonces tenemos que:

$$\begin{aligned} A_0 &= 2\pi r^2 + 2\pi r h \\ A_0 &= 2\pi(4\lambda^2) + 2\pi(-2\lambda)(-4\lambda) \end{aligned}$$

Por tanto

$$\lambda = \pm \sqrt{\frac{A_0}{24\pi}}$$

Así mismo

$$r = 2\sqrt{\frac{A_0}{24\pi}}; \quad h = 4\sqrt{\frac{A_0}{24\pi}}$$

Sustituyendo las expresiones de r y h en la ecuación del volumen del contenedor, manteniendo un valor constante de $V = 0.2m^3$ tenemos que:

$$\begin{aligned} V(r,h) &= \pi r^2 h = 0.2m^3 \\ \pi \left(4 * \frac{A_0}{24\pi}\right) * \left(4\sqrt{\frac{A_0}{24\pi}}\right) &= 0.2m^3 \end{aligned}$$

Despejando A_0 :

$$A_0 = \sqrt[3]{\frac{864 * \pi * (0.2m^3)^2}{16}} = 1.893m^2$$

Así obtenemos los valores de r y h : :

$$r = 2 \sqrt{\frac{(1.8932m^2)}{24\pi}} = \mathbf{0.317m} \quad ; \quad h = 4 \sqrt{\frac{(1.8932m^2)}{24\pi}} = \mathbf{0.633m}$$

Como se aprecia los valores obtenidos son iguales a los valores tomados con el método presentado en el diagrama de flujo. Las siguientes consideraciones se plantean para la selección del fuselaje:

- La disminución de material empleado nos traerá consigo una disminución de peso y a la vez un menor consumo de combustible.[8]
- El área mojada es el área que está en contacto con el aire y está directamente relacionada con el arrastre. Mientras menor sea el área que esté en contacto con el aire mayor será la eficiencia aerodinámica y menor será el consumo de combustible.[9]
- El fuselaje perfecto es una línea recta; cuando el radio del cilindro tiende a cero la relación altura-radio tiende a infinito. Sabemos que un fuselaje con esta cualidad es un concepto idealista, imposible de construir, sin embargo nos da la pauta para elegir el fuselaje óptimo a partir del peso del fuselaje y eficiencia aerodinámica.
- En la gráfica 1 muestra que a partir de 1.998 el área disminuye e incrementa lentamente, por lo que nuestro fuselaje adecuado se encuentra en: $1.998 \leq \frac{h}{r} < \infty$
- Para la selección del fuselaje es importante considerar, si se puede o no construir; este punto se refiere a que mientras el radio tiende a cero la relación altura-radio tiende a infinito, un fuselaje difícil de construir.
- El diseñador debe buscar un equilibrio entre los parámetros y así encontrar el fuselaje adecuado para la misión encomendada.
- En base a lo anterior se analizarán cuatro diferentes fuselajes, cuando el radio toma los valores: 0.317m, 0.237m, 0.211m, 0.158 3m, correspondientes a la unidad, tres cuartos, dos tercios y un medio respectivamente del radio primario.

- A continuación se realizará el desarrollo para la determinación del peso de la aeronave para un radio de 317 mm y al final de este desarrollo se mostrará un resumen de los diferentes radios.

Anteriormente los contenedores de fumigante se fabricaban en acero inoxidable lo que resultaba costoso y pesado a la vez, hoy en día dichos equipos se fabrican en polipropileno o polietileno de alta densidad (HDPE) lo que reduce considerablemente los costos así como el peso [10].

El polipropileno es más ligero que el HDPE, aunque presenta menor resistencia química. Ninguno de los dos sirve para usos en los que se expone a la luz, pero si al HDPE se le agrega carbón negro como pigmentación se convierte en un material resistente a los rayos UV.

Evaluando las diferentes propiedades, del polipropileno y el HDPE, se optó por el HDPE debido a su buena resistencia química [10].

De tal forma que se propone un tanque en forma cilíndrica de tapas planas y circulares como se muestra en la figura 8.

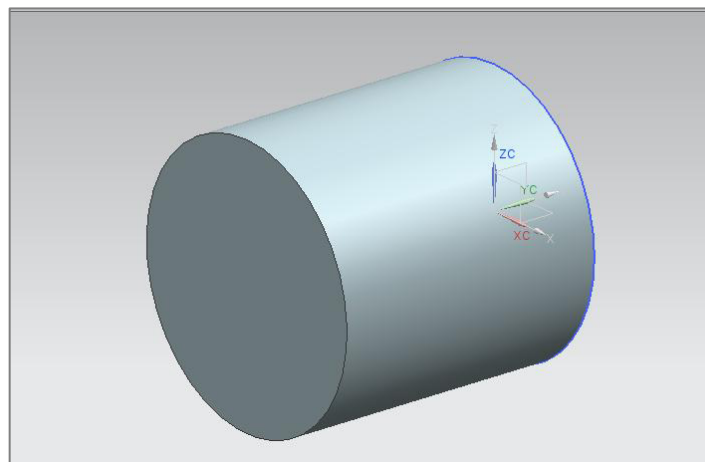


Figura 8.- Propuesta de tanque para almacén de pesticida.

Cálculo de la masa (m) que tendrá el cilindro con base al volumen (V) incluyendo un espesor de 2mm y dos tapaderas de igual espesor y la densidad (ρ) del material propuestos:

$$m = V * \rho$$

$$m = 5626056.35 \text{ mm}^3 * 0.000955 \frac{\text{gr}}{\text{mm}^3} = 5372.88 \text{ gr} = 5.3728 \text{ Kg}$$

$$Wc = m * g = 5.3728 \text{ Kg} * 9.81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} = 52.7 \text{ N}$$

1.3 Determinación del peso del fuselaje

Debido a que se utilizará una estructura monocasco reforzada con fibra de vidrio o carbono, se puede realizar una estimación con una figura propuesta en donde irán los componentes principales de la aeronave. Cabe destacar que esto es solo una aproximación. La figura 9 muestra el posible acomodo de los componentes a lo largo del fuselaje.

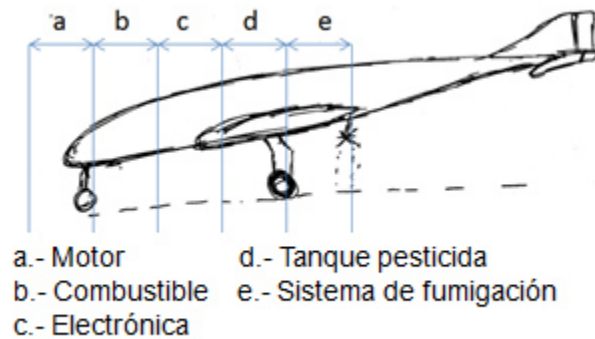


Figura 9 Aproximación de la geometría del fuselaje.

Para calcular el volumen del fuselaje tenemos que:

$$V_f = V_{cilindro} + V_{esfera} = l \left(((\pi \phi) * h * a) + (4\pi r^2) \right)$$

$$V_f = 3 \text{ mm} \left(((\pi * 634 \text{ mm}) * 903.52037 \text{ mm} * 1.1) + (4 * \pi * (317 \text{ mm})^2) \right)$$
$$V_f = 9764868.21 \text{ mm}^3$$

Dónde:

V_f : es el volumen del fuselaje

$V_{cilindro}$: volumen de la zona principal del fuselaje

V_{esfera} : volumen de las partes frontal y trasera del fuselaje

l : es el espesor del contenedor

Se proponen dos diferentes materiales compuestos para la estructura monocasco reforzado.

MATERIAL COMPUESTO X1 [31]

70% en volumen de fibra de carbono
30% en volumen de resina epóxica (matriz)

DENSIDAD

$$\rho_{cx} = f_c \rho_c + f_m \rho_m$$

Dónde:

f denota el porcentaje de matriz o resina, *ρ* la densidad del compuesto.

$$\rho_{c_1} = 0.7 * 0.00175 \frac{gr}{mm^3} + 0.3 * 0.00115 \frac{gr}{mm^3}$$

$$\rho_{c_1} = 0.00157 \frac{gr}{mm^3}$$

MATERIAL COMPUESTO X2

70% en volumen de fibra de vidrio
30% en volumen de resina epóxica (matriz)

DENSIDAD

$$\rho_{c_2} = 0.7 * 0.00254 \frac{kg}{m^3} + 0.3 * 0.00115 \frac{kg}{m^3}$$

$$\rho_{c_2} = 0.002123 \frac{gr}{mm^3}$$

PESO DEL FUSELAJE

Para el peso del fuselaje, según los resultados anteriores tenemos que:

$$W_{fuselaje} = (V_f \rho_{cx}) * g$$

Tabla 4 Peso del fuselaje con diferentes materiales.

MATERIAL DEL FUSELAJE	PESO DEL FUSELAJE [N]
MC X1	149.8
MC X2	202.5

La diferencia oscila en 5 kg entre el material compuesto de fibra de carbono y fibra de vidrio, esta diferencia puede traer consigo grandes beneficios como el

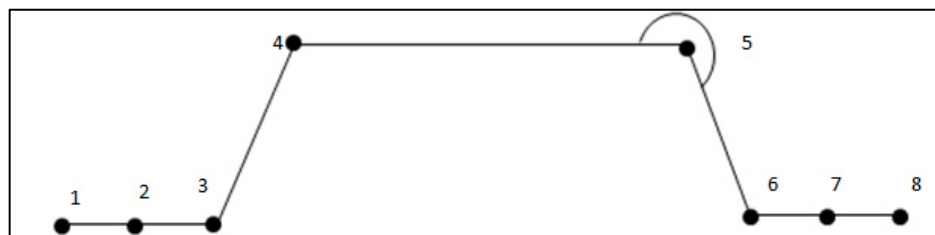
ahorro de combustible. El costo del fuselaje puede llevar a tomar la decisión final, en cuanto al gasto de material para fuselaje construido en fibra de vidrio, este oscila alrededor de los 500 pesos, mientras que el fuselaje construido en fibra de carbono oscila alrededor de los 5000 pesos. Para tomar esta decisión, se deben considerar y evaluar, propiedades físicas, químicas, térmicas y estructurales de ambos materiales. Para el análisis tomaremos un promedio, por tanto, el peso estimado será 17.9613Kg. Tabla 4.

1.4 Determinación del peso de combustible

El peso del combustible para la misión, se puede definir como la suma del peso de combustible que se utiliza en la misión y el peso de combustible de reserva que se requiere para la misión. La reserva de combustible normalmente se especifica en la misión. Y este se puede obtener de las siguientes maneras:

1. Como una fracción del combustible utilizado.
2. Como un requerimiento para un rango adicional
3. Como un requerimiento para un tiempo adicional

Para la determinación del peso de combustible utilizado, se utiliza un método llamado fracción de combustible. En este método la misión de la aeronave se divide en un número de fases. El combustible utilizado durante cada fase se encuentra a partir de un simple cálculo.



1->Arranque de motores	1-2->Rodaje	2-3->Despegue
3-4->Ascenso	4-5->Crucero	5->Espera
5-6->Descenso	6-7->Aterrizaje	7-8->Rodaje

Figura 10 Perfil de la misión “básico”.

El método de fracción combustible consta de ocho fases y es definido como la relación del nuevo peso entre el viejo peso. *De manera sintética [11]:*

Dónde:

M_{ff} : es el peso de combustible total de la misión

W_1 : es el peso inicial propuesto en vacío

W_{TOW} : el peso total de despegue

W_i : peso al final del segmento "i"

$W_{F_{usado}}$ combustible mínimo necesario

$$M_{ff} = \left(\frac{W_1}{W_{TOW}} \right) \prod_{i=1}^{i=7} \left(\frac{W_{i+1}}{W_i} \right)$$

$$W_{F_{usado}} = (1 - M_{ff}) W_{TOW}$$

Este método se basa en la experiencia previa de diferentes aeronaves, utiliza factores como eficiencia aerodinámica de dicha aeronave y utiliza la ecuación de Breguet para determinar el combustible gastado. Debido a que no existen datos técnicos sobre este tipo de aeronave, el peso de combustible se estimará a partir del gasto de combustible del motor que se utilizará.

Partiendo del tiempo que la aeronave estará en el aire a velocidad crucero rociando el fumigante, podemos determinar el gasto de fumigante y el consumo de combustible. Si la aeronave va a una velocidad de 80 km/h y cuenta con un tanque de 200 litros, el cual y rocía a razón de 6 l/min [12]. El motor tiene un gasto de 30 l/h, a máxima potencia (valor crítico asumiendo potencia constante) [13]:

Dónde:

t es el tiempo de descarga del fumigante

V_{tanque} es el volumen del contenedor de pesticida

$\dot{V}_{fumigante}$ consumo volumétrico de la bomba de pesticida

$\dot{V}_{combustible}$ consumo volumétrico de combustible del motor

$$t = \frac{V_{tanque}}{\dot{V}_{fumigante}} = \frac{200 \text{ l}}{6 \frac{\text{l}}{\text{min}}} = 33.3333 \text{ min}$$

$$V_{combustible} = t * \dot{V}_{combustible} = 33.3333 \text{ min} * 0.5 \frac{\text{l}}{\text{min}} = 16.66 \text{ l}$$

Tomando un factor de seguridad del 100% por las fases de arranque de motores, rodaje, despegue, ascenso, espera, descenso, aterrizaje y rodaje. La misión consumirá 33.3 litros de gasolina la cual tiene una densidad de $680 \frac{g}{L}$ [14].

Dónde:

m_f : es la masa de combustible

ρ_f : es la densidad de combustible

v_f : es el volumen de combustible

W_f : es el peso de combustible

$$m_f = \rho_f v_f = 680 \frac{g}{L} * 33.3 L = 22.266 kg$$

$$W_f = m_f * g = 22.266 kg * 9.81 \frac{m}{s^2} = \mathbf{218.03N}$$

Nota: Una vez que se tengan todas las características aerodinámicas de la aeronave se podrá realizar el cálculo de una manera más aproximada.

1.5 Determinación del peso de ala, empenaje y pintura

Debido a que no se cuenta con información que pueda ayudar a determinar el peso del ala, empenaje y pintura, se utilizaron porcentajes establecidos para la aeronave agricultora descrita en la Figura 10, en donde se muestra la tabla del *Smaller aircraft mass fraction* [15].

Group		Small-piston aircraft		Agriculture aircraft	Small aircraft 2-engine (Bizjet, utility)	
		1-Engine	2-Engine	(1-Piston)	(Turboprop)	(Turbofan)
Fuselage	$F_{fu} = M_{FU}/MTOM$	12 to 15	6 to 10	6 to 8	10 to 11	9 to 11
Wing	$F_w = M_W/MTOM$	10 to 14	9 to 11	14 to 16	10 to 12	9 to 12
H-tail	$F_{ht} = M_{HT}/MTOM$	1.5 to 2.5	1.8 to 2.2	1.5 to 2	1.5 to 2	1.4 to 1.8
V-tail	$F_{vt} = M_{VT}/MTOM$	1 to 1.5	1.4 to 1.6	1 to 1.4	1 to 1.5	0.8 to 1
Nacelle	$F_n = M_N/MTOM$	1 to 1.5	1.5 to 2	1.2 to 1.5	1.5 to 1.8	1.4 to 1.8
Pylon	$F_{py} = M_{PY}/MTOM$	0	0	0	0.4 to 0.5	0.5 to 0.8
Undercarriage	$F_{uc} = M_E/MTOM$	4 to 6	4 to 6	4 to 5	4 to 6	3 to 5
Engine	$F_{uc} = M_{UC}/MTOM$	11 to 16	18 to 20	12 to 15	7 to 10	7 to 9
Thrust rev.	$F_{tr} = M_{TR}/MTOM$	0	0	0	0	0
Engine control	$F_{ec} = M_{EC}/MTOM$	1.5 to 2.5	2 to 3	1 to 2	1.5 to 2	1.7 to 2
Fuel system	$F_{fs} = M_{FS}/MTOM$	0.7 to 1.2	1.4 to 1.8	1 to 1.4	1 to 1.2	1.2 to 1.5
Oil system	$F_{os} = M_{OS}/MTOM$	0.1 to 0.3	0.25 to 0.4	0.1 to 0.3	0.3 to 0.5	0.3 to 0.5
APU		0	0	0	0	0
Flight con. sys.	$F_{fc} = M_{FC}/MTOM$	1.5 to 2	1.4 to 1.6	1 to 1.5	1.5 to 2	1.5 to 2
Hydr./pneu. sys.	$F_{hp} = M_{HP}/MTOM$	0 to 0.3	0.3 to 0.6	0 to 0.3	0.5 to 1.5	0.7 to 1
Electrical	$F_{elc} = M_{ELEC}/MTOM$	1.5 to 2.5	2 to 3	1.5 to 2	2 to 4	2 to 4
Instrument	$F_{ins} = M_{INS}/MTOM$	0.5 to 1	0.5 to 1	0.5 to 1	0.5 to 1	0.8 to 1.5
Avionics	$F_{av} = M_{AV}/MTOM$	0.2 to 0.5	0.4 to 0.6	0.2 to 0.4	0.3 to 0.5	0.4 to 0.6
ECS	$F_{ecs} = M_{ECS}/MTOM$	0 to 0.3	0.4 to 0.8	0 to 0.2	2 to 3	2 to 3
Oxygen	$F_{ox} = M_{OX}/MTOM$	0 to 0.2	0 to 0.4	0	0.3 to 0.5	0.3 to 0.5
Furnishing	$F_{fur} = M_{FUR}/MTOM$	2 to 6	4 to 6	1 to 2	6 to 8	5 to 8
Miscellaneous	$F_{msc} = M_{MSC}/MTOM$	0 to 0.5	0 to 0.5	0 to 0.5	0 to 0.5	0 to 0.5
Paint	$F_{pn} = M_{PN}/MTOM$	0.01	0.01	0 to 0.01	0.01	0.01
Contingency	$F_{con} = M_{CON}/MTOM$	1 to 2	1 to 2	0 to 1	1 to 2	1 to 2
MEW (%)		57 to 67	60 to 65	58 to 62	58 to 63	55 to 60
Crew		6 to 12	6 to 8	4 to 6	1 to 3	1 to 3
Consumable		0 to 1	0 to 1	0	1 to 2	1 to 2
OEM (%)		65 to 75	65 to 70	62 to 66	60 to 66	58 to 64
Payload and fuel are traded						
Payload		12 to 25	12 to 20	20 to 30	15 to 25	15 to 20
Fuel		8 to 14	10 to 15	8 to 10	10 to 20	18 to 28
MTOM (%)		100	100	100	100	100

Figura 11.- Tabla 8.1. Fracciones de peso en aeronaves [15]

1.6 Estimación del peso de otros sistemas

Con los porcentajes de la Tabla 8.1 *Smaller aircraft mass fraction. Aircraft Design by Ajoy Kumar Kundu*, para una aeronave de fumigación y contando con el peso de carga calculado en la Sección 1.1 del Capítulo 2 del presente trabajo, así como el peso del combustible calculado en la sección anterior, se hicieron las estimaciones de peso. Partiendo de **100Kg de carga de paga más 22.266Kg del combustible**, es el **46.0%** del peso, aproximadamente. Entonces manteniendo una relación con dicha tabla, el 100% de la masa total será **265.78 Kg**. Considerando las diferencias que habrá entre el UAV y una aeronave convencional, con los porcentajes de la tabla 8.1 [15] se obtuvieron los valores mostrados en la Tabla 5 *Proceso basado en Tabla 8.1*.

Tabla 5 Peso de componentes y porcentaje del peso total de despegue

COMPONENTE	% DE W_{TOW}	Peso (kg_f)	Peso (N)
Fuselaje	7.7	20.65	202.57
Ala	16	42.52	417.12
Cola	3.4	9.03	88.58
Servomotores	2.5	6.64	65.13
Sistema de combustible	2.4	6.63	48.33
Tren de aterrizaje	5.8	15.41	151.17
Motor y hélice	7	18.60	182.51
Aviónica	3.4	9.03	88.58
Pintura	0.07	0.18	1.76
Carga de paga	37.62	100	981
Equipo de Fumigación	2.74	7.27	71.31
Batería	2.5	6.64	65.13
Combustible	8.37	22.266	218.42
W_{TOW}	100%	265.78	2607.30

Una vez obtenida la tabla anterior, se pueden apreciar fácilmente los valores del peso de la carga de paga (W_{PL}), el peso del combustible (W_F), el peso en vacío de la aeronave (W_E) y el peso total de despegue (W_{TOW}).

$$W_{PL} = 981N$$

$$W_F = 218.42N$$

$$W_E = 1407.59N$$

$$W_{TOW} = 2607.3N$$

2- PESO MÁXIMO DE DESPEGUE SEGUNDA ESTIMACIÓN

En el Tema 1 del presente capítulo se muestra una forma convencional del cálculo de peso máximo de despegue del aeronaves como primera estimación, lo cual entra en un rango aceptable de cálculo, pero al necesitar elaborar un código capaz de realizar esta estimación de forma dinámica, para cualquier modelo y en cualquier aplicación, el uso de tablas, porcentajes y “experiencias” comentadas en las bibliografías, dificultaría los cálculos del proceso de estimación. Por lo que a continuación se presenta una segunda estimación, basada en el método clásico de Raymer, así como una forma sencilla y clara de automatizar este proceso mediante la aplicación de códigos en MATLAB y el uso de ficheros elaborados por comandos básicos.

2.1 Definición de la Misión

En la bibliografía [23] se tiene el diagrama de etapas de diseño (Figura 11), de las cuales, se encuentra como primer punto el establecimiento de los requerimientos que debe cumplir la aeronave. Por ello a continuación se presentan los requerimientos del UAV como primer modo de iteración con los cuales posteriormente se podrá hacer la estimación de pesos.

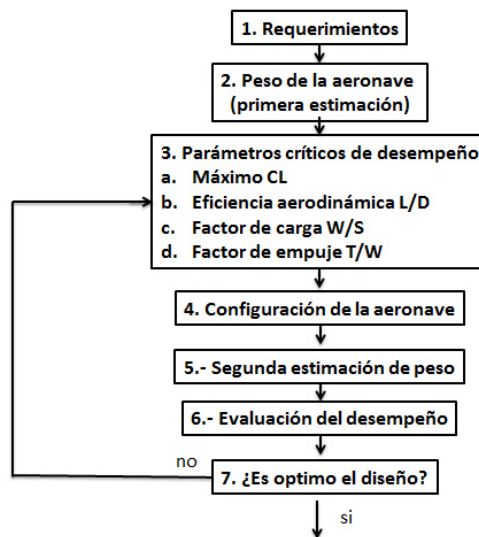


Figura 12 Etapas básicas para el diseño de aeronaves [8]

Requerimientos del UAV:

- | | |
|--|--|
| 1.- Velocidad crucero $90 \frac{Km}{h}$ | 7.- Distancia de despegue $150 m$ |
| 2.- Velocidad ascenso $100 \frac{Km}{h}$ | 8.- Distancia de aterrizaje $150 m$ |
| 3.- Velocidad descenso $80 \frac{Km}{h}$ | 9.- Techo de servicio $3000 m$ |
| 4.- Velocidad fumigación $75 \frac{Km}{h}$ | 10.- Eficiencia aerodinámica crucero 12 |
| 5.- Rango $500 m$ | 11.- Eficiencia aerodinámica ascenso 10 |
| 6.- Rango fumigación $5000 m$ | 12.- Eficiencia aerodinámica descenso 10 |
| | 13.- Eficiencia aerodinámica descenso. |

*Nota: Las velocidades fueron un promedio de recopilación de pilotos expertos en ultra ligeros del Club Aéreo del Bajío en 2013.

Etapas de la Misión

El autor Raymer [8] menciona que con la experiencia en diseño de aeronaves, es necesario hacer un diagrama con las diferentes “etapas” de operación que conllevará la misión de la aeronave, por lo cual en la Figura 12 se muestran los diferentes intervalos que en conjunto sumarán la misión total de la aeronave.

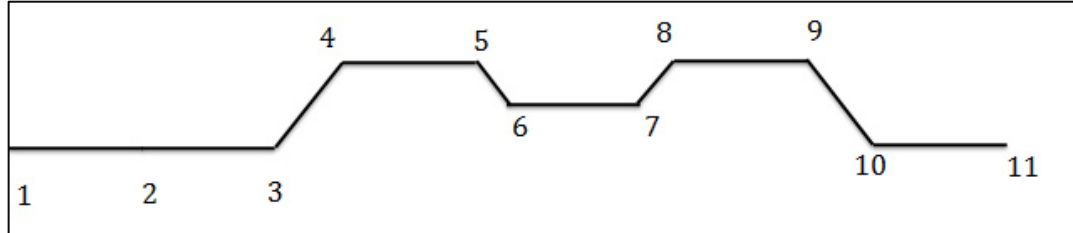


Figura 12.1 Etapas de operación del UAV

En la figura 12 podemos observar los 11 segmentos de operación que constituyen la misión total de la aeronave, dichos segmentos son constituidos por las siguientes etapas:

- | | |
|-------------------|------------------|
| 1-1 Calentamiento | 6-7 Fumigación |
| 1-2 Taxi | 7-8 Ascenso |
| 2-3 Despegue | 8-9 Crucero |
| 3-4 Ascenso | 9-10 Descenso |
| 4-5 Crucero | 10-11 Aterrizaje |
| 5-6 Descenso | |

2.2 Peso del modelo

Para la primera aproximación del peso de despegue, W_o , se recurre al procedimiento de fracciones de peso de Raymer [8]. Dicho peso incluye el peso de carga útil, $W_{payload}$, el peso del combustible W_f , el peso vacío W_e y el peso de tripulación W_{crew} , el cual al tratarse de un UAV, carece de dicha tripulación, pero se considera el equipo electrónico; por lo tanto $W_{crew} = 50N$. Por lo que tendríamos que:

W_o : es el peso total

W_f : es el peso de combustible

W_e : es el peso en vacío

$W_{payload}$: es el peso de carga

W_{crew} : es el peso de la electrónica

$$W_o = W_f + W_e + W_{payload} + W_{crew} \quad (1)$$

El peso de carga útil se conoce de los requisitos, mientras que el peso del combustible y el peso en vacío son ambos dependientes de peso total al despegue. Por lo tanto:

$$W_o = \frac{W_{payload} + W_{crew}}{1 - \frac{W_f}{W_o} - \frac{W_e}{W_o}} \quad (2)$$

Estimación de la relación $\frac{W_e}{W_o}$ vacío

Datos históricos estadísticos sobre los aviones anteriores proporcionan un punto de partida para el diseño conceptual del UAV fumigador de la presente TESIS. La Figura 8.1, que está disponible en Ref. [24] muestra una gráfica de $\frac{W_e}{W_o}$ vs W_o para un número de aviones de hélice con motor alternativo. Los valores datan de aviones de 1930 hasta la actualidad. Los valores de $\frac{W_e}{W_o}$ tienden a agruparse en torno a 0.62. Estos aviones son en su mayoría los que tienen un peso bruto inferior a 4535.9 Kg al igual que el UAV fumigador. No obstante al ser un UAV experimental se tomará para una mejor aproximación de cálculo la ecuación para la fracción de peso en vacío del autor Raymer:

$$\frac{W_e}{W_o} = \tilde{N} W_o^Q \quad (3)$$

Donde \tilde{N} y Q son valores tomados de la tabla 3.1 [8] según el tipo de aeronave, de datos estadísticos, para aeronaves agrícolas los datos típicos son 0.74 y - 0.03 respectivamente. Por lo que la ecuación (2) quedaría de la siguiente manera:

$$W_o = \frac{W_{payload} + W_{crew}}{1 - \frac{W_f}{W_o} - \tilde{N}W_o^Q} \quad (4)$$

Estimación de la relación $\frac{W_f}{W_o}$ combustible

W_f es el peso del combustible requerido para la misión, más la reserva de combustible. La fracción de combustible $\frac{W_f}{W_o}$ se puede estimar en base al perfil de la misión dada en la figura 12 usando aproximaciones del consumo de combustible y la aerodinámica. La misión de diseño mostrada en la sección anterior tiene once segmentos; calentamiento, rodaje, despegue, ascenso, crucero, descenso, fumigación, ascenso, crucero, descenso y aterrizaje. Cada segmento del perfil de la misión se asocia con una fracción de peso que se puede expresar como el peso de la aeronave al final del segmento W_i dividido por su peso al comienzo de ese segmento. En primer lugar, estas fracciones se estiman para cada segmento, posteriormente se multiplican entre sí para encontrar la fracción de peso total de la misión, para el UAV se considerará un 0% de combustible total para la reserva debido a la cercanía de la aeronave con el terreno de aterrizaje, la fracción total de combustible se estima como:

$$\frac{W_f}{W_o} = 1.0 * \left(1 - \frac{W_{11}}{W_o}\right) \quad (5)$$

Así mismo:

$$\frac{W_{11}}{W_o} = \frac{W_1}{W_o} * \frac{W_2}{W_1} * \frac{W_3}{W_2} * \frac{W_4}{W_3} * \frac{W_5}{W_4} * \frac{W_6}{W_5} * \frac{W_7}{W_6} * \frac{W_8}{W_7} * \frac{W_9}{W_8} * \frac{W_{10}}{W_9} * \frac{W_{11}}{W_{10}} \quad (6)$$

Combustible de Calentamiento, Taxi y Despegue.

Para los segmentos calentamiento (1-1), taxi (1-2) y despegue (2-3) el valor típico para aeronaves subsónicas según datos históricos es de: [6]

$$\frac{W_3}{W_o} = 0.99$$

Por lo que asumimos que:

$$\frac{W_1}{W_o} = \frac{W_2}{W_1} = \frac{W_3}{W_2} = 0.99$$

Combustible de Ascenso

Raymer menciona también que los valores para el ascenso también son valores típicos, por lo que tenemos que para los segmentos ascenso 1 (3-4) y ascenso 2 (7-8) es:

$$\frac{W_4}{W_3} = \frac{W_8}{W_7} = 0.985$$

Combustible de Crucero

Para los segmentos de crucero (4-5 y 8-9) y el segmento de fumigación (crucero por rango 6-7) podemos calcular las fracciones de peso de combustible utilizando la ecuación de Breguet:

$$R = \int_0^t V dt \quad (7)$$

Donde V es la velocidad de crucero si

$$\dot{m} = \frac{dm}{dt} \quad \therefore dt = \frac{dm}{\dot{m}}$$

Entonces

$$R = \int_0^t V \frac{dm}{\dot{m}} = - \int_i^e V \frac{dm}{\dot{m}} = \int_e^i V \frac{dm}{\dot{m}} \quad (8) \text{ donde "i" es el inicial, e" es el final}$$

Considerando las condiciones de vuelo recto y nivelado la resistencia al avance de la aeronave será igual al empuje. Así mismo el levantamiento igual al peso.

$$D = T \quad (9) ; L = W \quad (10)$$

Considerando que el producto del empuje y el consumo específico de combustible (c) es directamente proporcional al flujo másico tenemos que: [11]

$$\dot{m} = T * c \quad (11)$$

Sustituyendo en (8) y considerando (9) y (10):

$$R = \int_e^i V \frac{dm}{T * c} = \int_e^i V \frac{dm}{D * c} * \left(\frac{L}{W} \right) \quad (12)$$

Sabiendo que el peso es $W = m * g$

$$R = \frac{L * V}{g * D * c} \int_e^i \frac{dm}{m} \rightarrow R = \frac{L * V}{g * D * c} \ln(mi - me) \quad (13)$$

Aplicando regla de logaritmos a la Ec. 13, pasando a términos de peso:

$$R = -\frac{V}{c} * \left(\frac{L}{D} \right) \ln (We - Wi) \quad (14)$$

Despejando la relación de peso finalmente tenemos:

$$\frac{W_e}{W_i} = e^{-\left(\frac{cR}{V \cdot \left(\frac{L}{D}\right)}\right)} \quad (15)$$

Donde el consumo específico de combustible es [6]:

$$c = \frac{\frac{Cbph * V * \left(\frac{1}{0.3048}\right)}{550 * \eta}}{3600} \quad (16)$$

Donde V es la velocidad [m/s], el consumo del motor $Cbph$ y la eficiencia de la pala η son valores obtenidos de la Tabla 3.4 de Raymer. Donde para un motor de pistón los valores son $Cbph = 0.4$ y $\eta = 0.8$; por lo que con estas consideraciones obtenemos, aplicando (16) y las consideraciones de los requerimientos del UAV mostrados con anterioridad tenemos que:

$$\frac{W_5}{W_4} = \frac{W_9}{W_8} = 1.0 \quad , \quad \frac{W_7}{W_6} = 0.9996$$

Combustible de Descenso

El combustible de descenso se menciona en la bibliografía para los segmentos (5-6 y 9-10) es:

$$\frac{W_6}{W_5} = \frac{W_{10}}{W_9} = 1.0$$

Combustible de Aterrizaje

El combustible para el aterrizaje es:

$$\frac{W_{11}}{W_{10}} = 0.995$$

Con los datos obtenidos por segmento tenemos que:

$$\frac{W_{11}}{W_0} = \frac{W_1}{W_0} * \frac{W_2}{W_1} * \frac{W_3}{W_2} * \frac{W_4}{W_3} * \frac{W_5}{W_4} * \frac{W_6}{W_5} * \frac{W_7}{W_6} * \frac{W_8}{W_7} * \frac{W_9}{W_8} * \frac{W_{10}}{W_9} * \frac{W_{11}}{W_{10}} = 0.9361$$

Así obtenemos con (5) que:

$$\frac{W_f}{W_o} = 1.0 * (1 - 0.9361) = 0.06386$$

Finalmente

$$W_o = \frac{W_{payload} + W_{crew}}{1 - 0.06386 - 0.74W_o^{-0.03}} \quad (17)$$

Proponiendo:

$$W_{payload} = 100Kg * 9.81 \frac{Kg}{s^2} = 981N$$

$$W_{Crew} = 50N ; \quad W_{ox} = 6000N \text{ (Peso propuesto para la solución)}$$

Al ser la ecuación 17 no lineal, se propone para la solución el método de bisección para encontrar la solución de la raíz de la ecuación, obteniendo los resultados mostrados en la Tabla 6:

Tabla 6: Solución por bisección del peso máximo de despegue

Wox	Wo	Error
6000	2815.98721	3184.01279
4407.99361	2857.32816	1550.66545
3632.66088	2884.09368	748.567207
3258.37728	2899.42896	358.948324
3078.90312	2907.50412	171.398998
2993.20362	2911.54959	81.6540326
2952.3766	2913.52307	38.853537
2932.94983	2914.47295	18.4768809
2923.71139	2914.92717	8.78422449
2919.31928	2915.14368	4.17560169
2917.23148	2915.24673	1.98475307
2916.2391	2915.29574	0.94336652
2915.76742	2915.31904	0.44838187
2915.54323	2915.33012	0.2131143
2915.35051	2915.33964	0.01087582
2915.34508	2915.33991	0.00516921
2915.34249	2915.34004	0.00245689

Analizando los resultados obtenidos en la Tabla 6 podemos apreciar que el valor **2915.34 N** es una buena aproximación por lo que tenemos que:

$$\frac{W_e}{W_o} = 0.74(2915.34)^{-0.03} = 0.5824$$

Así como resultado para la primera iteración tenemos que:

$$W_{PL} = 981N$$

$$W_F = 186.12N$$

$$W_E = 1697.44 N$$

$$W_{TOW} = 2914.57N$$

2.3 Automatización cálculo de Peso Máximo de Despegue

Para la automatización del cálculo de peso máximo de despegue se utilizó el programa MATLAB [22] en el código *MaxTOW_Estimation.m*. Utilizando estructuras de datos como se muestra en la figura 13, donde se realizó una estructura principal llamada “Mission”, de la cual surgen 9 objetos que ayudarán al cálculo de las fracciones de peso para cada uno de los nueve diferentes tipos de segmentos posibles que puede contener una misión. El objetivo de este programa es realizar la estimación de las fracciones de peso de vacío, de combustible, así como el peso total de la aeronave a partir de un archivo *mission.dat*. El cual contendrá las características esenciales de la aeronave y las especificaciones pedidas por el programa para el cálculo de las fracciones de peso, dependiendo del segmento a calcular. Para esta estimación se utilizó la misión planteada en la sección 2.1.

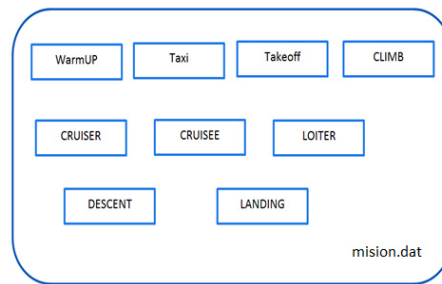


Figura 13 Estructura de datos programa de automatización Wo

Cada uno de los objetos, requiere cierta cantidad de parámetros para el cálculo de la fracción de peso de combustible correspondiente, este tipo de estructura de datos, proporciona la versatilidad de cálculo de cualquier tipo de misión, para cualquier tipo de aeronave de ala fija. En la figura 14 se muestran los requisitos de cada uno de los objetos, cabe mencionar que el nombre del objeto es la palabra clave en el código mostrado en el **Anexo B**.

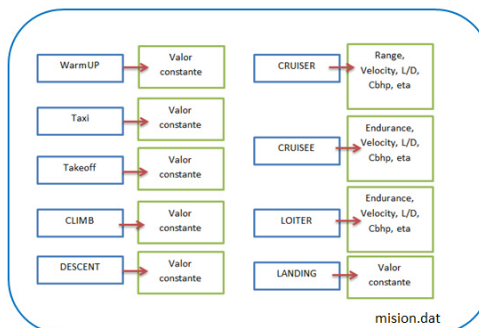


Figura 14 Objetos de datos programa de automatización Wo

3.- CENTRO DE GRAVEDAD (primera estimación)

Al igual que en el cálculo del peso de la aeronave, se busca que el cálculo de este punto se realice de forma automática, esto es: variando la posición de los elementos, considerando ciertas restricciones, como la posición del motor y tanque de fumigante, que son parámetros que se deben dejar fijos por la configuración de la aeronave. Por lo que una vez obtenido la masa de los diferentes componentes, es momento de determinar el centro de gravedad de la aeronave. Un método rápido y eficaz se describe en el *capítulo 8 de Aircraft Design [8]*. En este método se distribuyen las masas a lo largo del fuselaje según su posición y centro de gravedad de cada componente y se realiza una sumatoria de momentos tomando una referencia que puede estar incluso fuera de la aeronave. El centro de gravedad es el punto de un objeto en el que si se aplica una fuerza solo habrá traslación y no rotación. La determinación del centro de gravedad es un punto de vital importancia ya que este punto definirá la posición del ala a lo largo del fuselaje, para que la aeronave sea longitudinalmente estable, además de definir la posición del tren de aterrizaje. Se trata de distribuir los pesos de los sistemas de la mejor forma posible para que el CG no quede hacia el frente de la aeronave.

Se determinará el CG del fuselaje con radio igual a 317 mm, a manera de mostrar el método para la obtención del centro de gravedad. Una vez realizado el análisis aerodinámico, se mostrará en resumen el cálculo del centro de gravedad del fuselaje.

$$\bar{x} = \sum_i^n \frac{\text{Peso de componente} * \text{Distancia del componente al punto de referencia}}{\text{Peso del aeronave}} \quad (18)$$

Se determinarán dos centros de gravedad, uno donde se consideré el tanque de fumigante y combustible lleno y otro en vacío.

La ecuación anterior, será aplicada a los elementos mostrados en la Tabla 7 en la que se muestra la configuración para la primera estimación del centro de gravedad. En la Tabla 8 se muestra la configuración de la aeronave con el tanque de combustible y fumigante vacíos, esto para poder hacer la consideración de un cambio de posición “crítico” del centro de gravedad. Dicho cambio se considera para que la aeronave siga estando en un rango de estabilidad longitudinal al terminar de realizar su misión.

Tabla 7.- Estimación centro de gravedad (Lleno)

COMPONENTE	MASA [kg]	DISTANCIA AL PUNTO DE REFERENCIA [m]	\bar{x} [m]
HELICE	5.3	1	0.0199
MOTOR	13.8	1.1	0.0571
TANQUE DE COMBUSTIBLE LLENO	23.26	1.4	0.1225
TANQUE DE FUMIGANTE LLENO	105.37	2.2	0.8722
FUSELAJE	20.65	2.5	0.1942
AVIONICA; SISTEMA FUMIGANTE	15.63	1.8	0.1058
SISTEMA FUM	7.27	3.7677	0.1030
TREN 1	3.2	1.1	0.0132
TREN 2	12.21	2.0	0.09188
EMPENAJE	9.03	5.2677	0.1789
ALA	42.52	2.37	0.3791
CG1 al punto de referencia			2.13
MTOW	265.78		

Tabla 8 Estimación centro de gravedad (Vacío)

COMPONENTE	MASA [kg]	DISTANCIA AL PUNTO DISTANCIA AL PUNTO REFERENCIA [m]	\bar{x} [m]
HELICE	5.3	1	0.0199
MOTOR	13.8	1.1	0.0571
TANQUE DE COMBUSTIBLE VACÍO	1	1.4	0.0052
TANQUE DE FUMIGANTE VACIO	5.37	2.2	0.0444
FUSELAJE	20.65	2.5	0.1942
AVIONICA; SISTEMA FUMIGANTE	15.63	1.8	0.1058
TREN 1	7.27	3.7677	0.1030
TREN 2	3.2	1.1	0.0132
SISTEMA FUM	12.21	2.0	0.09188
EMPENAJE	9.03	5.2677	0.1789
ALA	42.52	2.37	0.3791
CG2 al punto de referencia			1.19
MTOW	143.52		

Como se puede apreciar en las tablas anteriores, la posición del centro de gravedad con tanques llenos en esta primera estimación es a 2.13 m, mientras

que con tanques vacíos es a 1.19m, por lo que hay un cambio considerable de casi un metro de distancia, esto variará conforme el proceso de diseño avance.

4.-TRAYECTORIAS PREDETERMINADAS

Existen dos patrones “básicos” realizados para fumigar un plantío, como se muestra en la figura 15 existe el clásico (A) que se trata de fumigar en forma lineal, haciendo virajes cerrados en los extremos del plantío y el patrón en rondas (B) que se realiza volando en forma de ovalo cubriendo un canal extremos y un canal interno del plantío por vuelta [32].

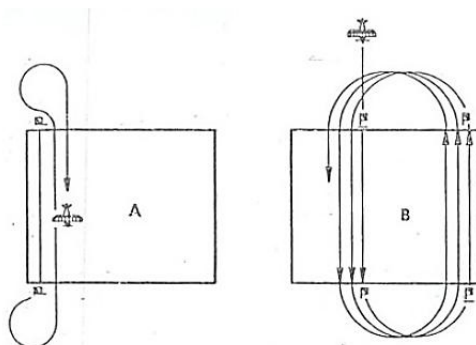


Figura 15.- A patrón clásico de fumigación, B patrón de rodeo para fumigación.

En los extremos de la fumigación los virajes, se deben hacer abiertos como la forma correcta, evitando hacer cruces en la trayectoria de viraje, como se muestra en el viraje incorrecto Figura 16[32].

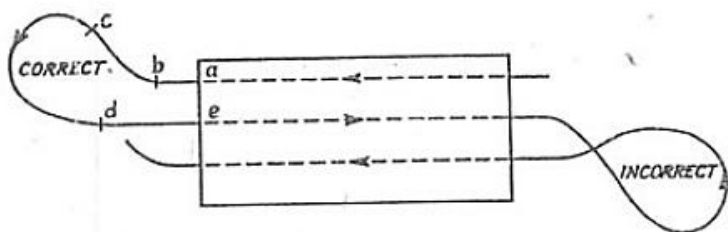


Figura 16.- Viraje correcto / viraje incorrecto.

CAPÍTULO 3

AERODINÁMICA

1 ELECCIÓN DE PERFIL AERODINÁMICO

En este capítulo de aerodinámica se realizará la selección del perfil que tendrá el ala de la aeronave, para lo cual usaremos el método de bajo número de Reynolds y alto coeficiente de levantamiento. El uso del paquete Design Foil[17], Gambit[18] y Fluent[19] serán necesarios para el análisis del comportamiento de los perfiles propuestos, con lo cual, podremos seleccionar el mejor perfil con base a los datos obtenidos.

Los métodos de diseño a un bajo número de Reynolds deben ser capaces de tomar en cuenta los fuertes efectos viscosos que llevan a la separación de burbujas laminares, extensos efectos de capa limite, transición a la turbulencia, histéresis en los coeficientes de fuerza, comportamiento no lineal. Filippone expresa que el rango de números de Reynolds es aproximadamente 50,000 a 500.000 (números de Reynolds más bajos todavía no son investigados) [11].

Los métodos de diseño para velocidades intermedias (Números de Reynolds entre 500.000 y algunos millones) tienen las mismas características de los métodos que trabajan con rangos de velocidades bajas, la separación de burbujas laminar se puede omitir, el flujo puede ser completamente turbulento (dependiendo de la turbulencia de la corriente libre, condiciones de superficie. etc.) por lo cual optamos por analizar perfiles que sean eficientes en el régimen de velocidad en la cual operará la aeronave. Como ya se mencionó, el mallado fue realizado en Gambit –ANSYS después de exportar los puntos de la figura correspondiente a cada perfil del paquete Design Foil, posteriormente al mallado, se realizó el análisis para cada uno de los perfiles en diferentes ángulos de ataque. El perfil seleccionado será utilizado en el programa de MATLAB para los cálculos subsecuentes.

1.1 Determinación tamaño de malla para perfil aerodinámico

De acuerdo a la publicación *Productividad agrícola. 2000* emitida por la *Universidad Nacional Autónoma de México Instituto de Geografía* ^[21], la distribución agrícola se extiende en toda la República Mexicana. México es un país rico en suelos fértiles y climas diversos, lo que le permite producir cereales, frutos, cultivos industriales, hortalizas, oleaginosas, forrajes, leguminosas, tubérculos, entre otros. En el mapa de la Republica Mexicana referente a la topografía podemos encontrar que la altitud máxima se encuentra alrededor de 3000 metros, debido a que las tareas del UAV se realizaran a un metro de las cosechas, se partirá de una altitud 3000 metros para determinar las condiciones atmosféricas en las que se desenvolverá la aeronave considerando 80Km/h:

$$\text{PARA} \quad V = 22.222 \frac{m}{s} \quad h = 3000 m$$

A partir de la tabla ISA con los parámetros de vuelo designados ^[11]

$$\rho = 0.90996 \frac{kg}{m^3} ; \quad a = 328.377503 \frac{m}{s} ; \quad P = 701.2492 hPa ; \quad T = 277.95 K$$

Ecuación de Sutherland:

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{3/2} \frac{T_0 + S}{T + S} \quad .. (19)$$

$$\mu = 1.812 \times 10^{-5} \frac{Ns}{m^2} \left(\frac{277.95 K}{288.15 K} \right)^{3/2} \frac{288.15 K + 111 K}{277.95 K + 111 K} = 1.7616 \times 10^{-5} \frac{Ns}{m^2}$$

$$R_e = \frac{\text{fuerzas inerciales}}{\text{fuerzas viscosas}} = \frac{\rho V L}{\mu} = \frac{0.90996 \frac{kg}{m^3} * 22.222 \frac{m}{s} * 1m}{1.7616 \times 10^{-5} \frac{Ns}{m^2}} = 1.1477 \times 10^6$$

Dónde:

T es temperatura a altitud de vuelo

μ_0 es viscosidad nivel de mar

T_0 es temperatura nivel de mar

R_e numero de Reynolds

μ es viscosidad a altitud de vuelo

Con lo anterior, tenemos que en la Ecuación de Blasius para superficies lisas:

$$\tau_u = \frac{\rho V^2}{\sqrt{R_e}} = \frac{\left(0.90996 \frac{kg}{m^3} \right) \left(22.222 \frac{m}{s} \right)^2}{\sqrt{1.1477 \times 10^6}} = 0.4194 \frac{N}{m^2}$$

$$U_{\tau} = \sqrt{\frac{\tau_u}{\rho}} = \sqrt{\frac{0.4194 \frac{N}{m^2}}{0.90996 \frac{kg}{m^3}}} = 0.6789 \frac{m}{s}$$

$$y = \frac{y^+ \mu}{\rho U_{\tau}} \quad \dots (20) \quad , \quad y = \frac{100 * 1.7616 \times 10^{-5} \frac{N}{m^2}}{0.90996 \frac{kg}{m^3} * 0.6789 \frac{m}{s}} = 0.002851m = 2.851 \text{ mm}$$

Dónde:

τ_u : es esfuerzo cortante del fluido (aire)

U_{τ} : velocidad de fricción del fluido (aire)

y : tamaño distribución de malla

y^+ : factor de finezas de distribución de malla

Nota:

y^+ -> puede tomar Para $y=1$ el cálculo es más exacto y para 1000 es menos exacto.

Usamos un valor de 100, por los recursos computacionales con los que contamos.

El tamaño ideal de malla para observar los efectos viscosos es de: **2.85mm** número de Reynolds: **1.1790×10^6** .

1.2 Análisis de perfiles aerodinámicos

La selección de los perfiles a analizar para esta tesis, es con base a tres factores, el primer factor es lo explicado en el Artículo de la AIAA con referencia a la aplicación de perfiles de bajo número de Reynolds y alto levantamiento para bajas velocidades. [33]. El segundo factor es la carga que llevara el UAV, la cual aunque es considerable, no es demasiado grande para hacer uso de perfiles de cargueros o perfiles muy curvos. Como tercer punto, tenemos que estos perfiles son fácilmente maquinados, lo cual puede contribuir en la facilidad de fabricación de la aeronave.

Perfil AG35

El primer perfil analizado es el AG35 mostrado en la Figura 17, es un perfil semiplano en el intradós, delgado y con una pequeña curvatura en el borde de salida, dicho perfil fue diseñado en Design Foil.

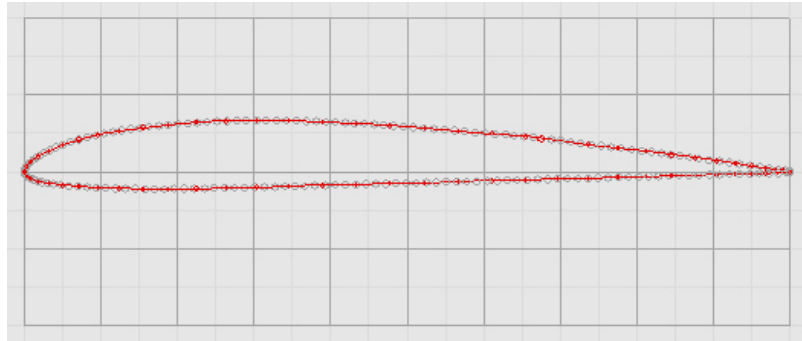
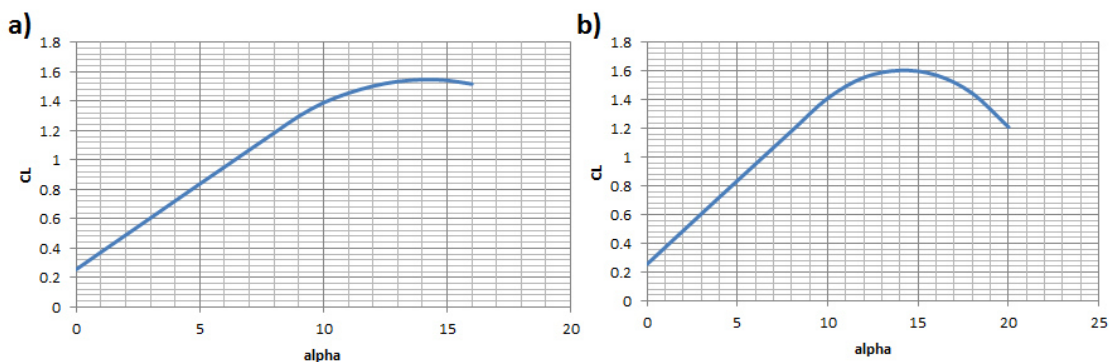


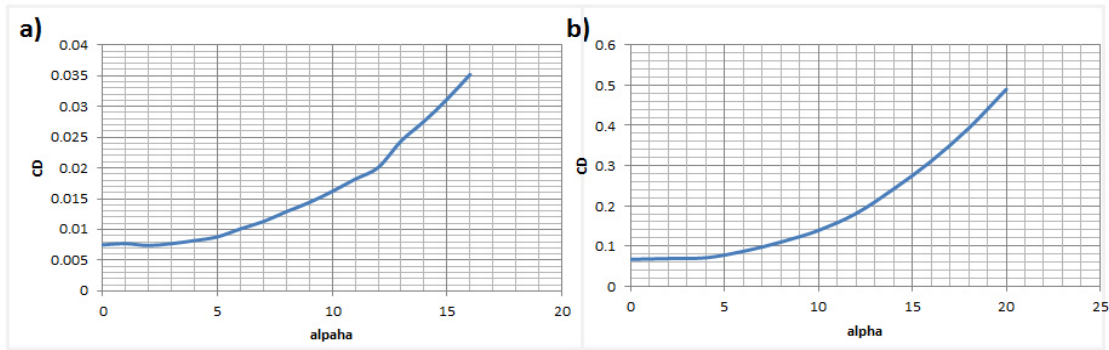
Figura 17.- Perfil AG35

Después de someter a un flujo virtual en el paquete de ANSYS – Fluent se obtuvieron los datos necesarios para realizar las gráficas necesarias para poder determinar el comportamiento de este perfil. En la gráfica 2 se muestra el comportamiento del perfil en el levantamiento, en el cual podemos apreciar que el coeficiente máximo es de 1.59 y 1.6 con un ángulo de ataque de 14° en DF y Fluent respectivamente, el comportamiento inicial de la gráfica es casi lineal.



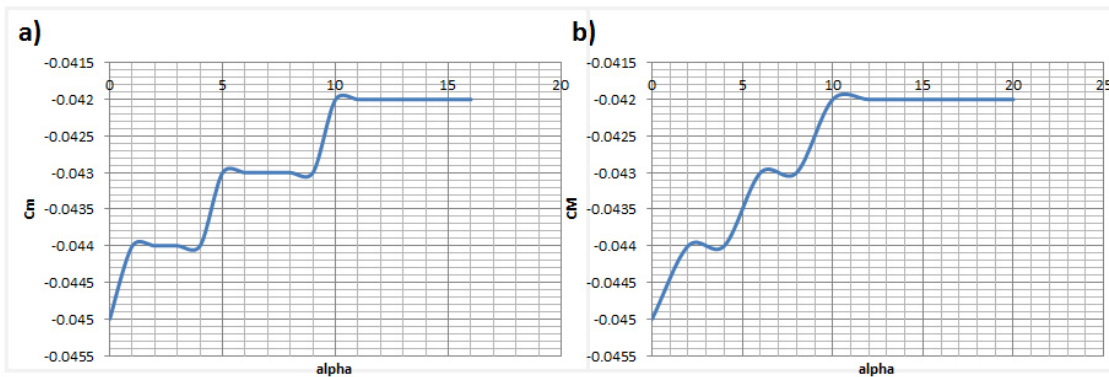
Grafica 2.- Cl Vs α para perfil AG35.-a) Design Foil b) Fluent

En la gráfica 3 se muestra el comportamiento de la resistencia del perfil, en el cual se puede apreciar que, el coeficiente máximo es mayor conforme incrementa el ángulo de ataque, cumpliendo con la forma de comportamiento parabólico el incremento es bajo, y existe una diferencia considerable entre el análisis en DF con respecto a Fluent, esto por la precisión manejada por ANSYS.



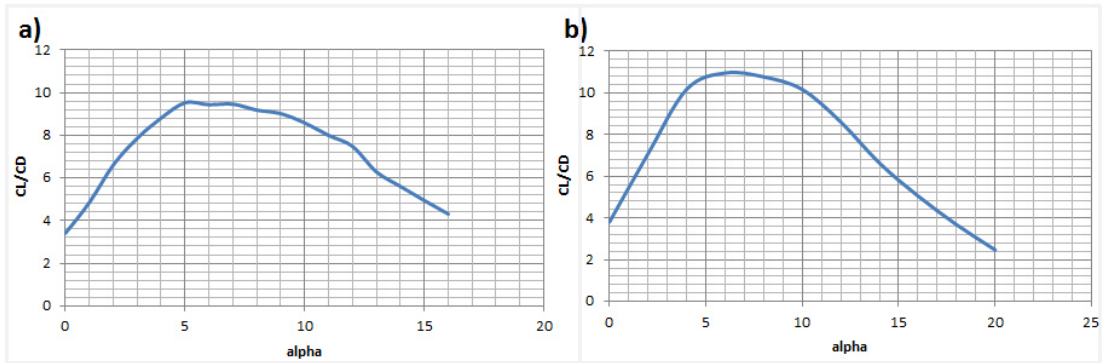
Gráfica 3.- C_m Vs α para perfil AG35.-a) Design Foil b) Fluent

La gráfica 4 muestra el coeficiente de cabeceo del perfil, en el cual podemos apreciar que el coeficiente máximo es de -0.42, con un ángulo de ataque de 10° . El comportamiento en la gráfica inicia con un incremento rápido y finalmente tiende a ser constante, para ambos análisis los valores son similares.



Gráfica 4.- C_L Vs α para perfil AG35.-a) Design Foil b) Fluent

Finalmente tenemos la gráfica 5 donde se muestra el comportamiento del perfil ante la comparativa de la eficiencia aerodinámica recordado que este valor es la relación del C_L y el C_D . Podemos apreciar que la eficiencia máxima se encuentra entre los 3 y los 10 grados con valores de hasta 9.5 en design foil y superiores a 10 en Fluent. .



Grafica 5.- CL/CD Vs α para perfil AG35.-a) Design Foil b) Fluent

La distribución de velocidad mostrada en la figura 18 muestra que la velocidad en el extradós cumple con lo indicado en las bibliografías [23],[15]. En las flechas amarillas se muestra el flujo a velocidad crucero de 22m/s y en la parte roja tenemos un incremento de hasta 32 m/s.

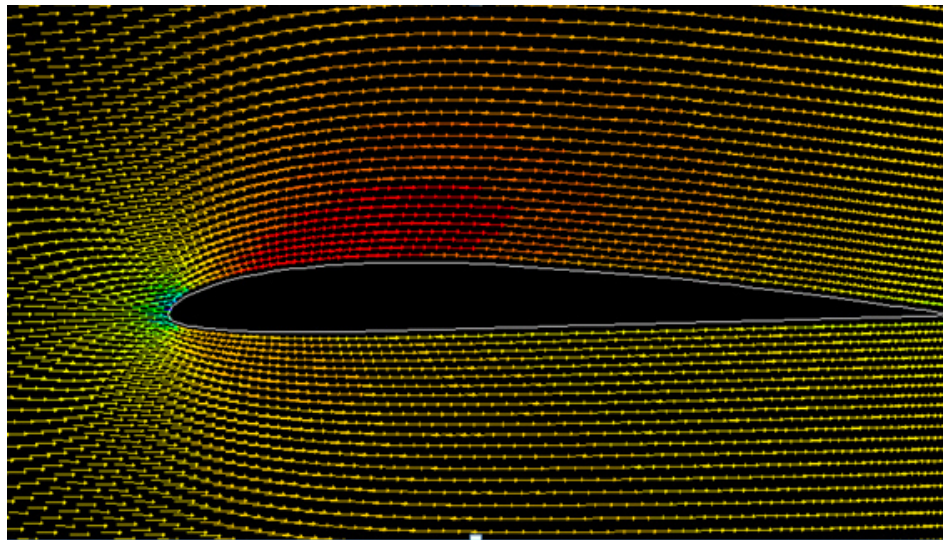


Figura 18.- Distribución de velocidad flujo laminar AG35, fluent.

Perfil BE50

El segundo perfil analizado es el BE50, mostrado en la Figura 19. Este es un perfil semiplano, delgado y con una curvatura desde el borde de entrada hasta el borde de salida, dicho perfil fue diseñado en Design Foil.

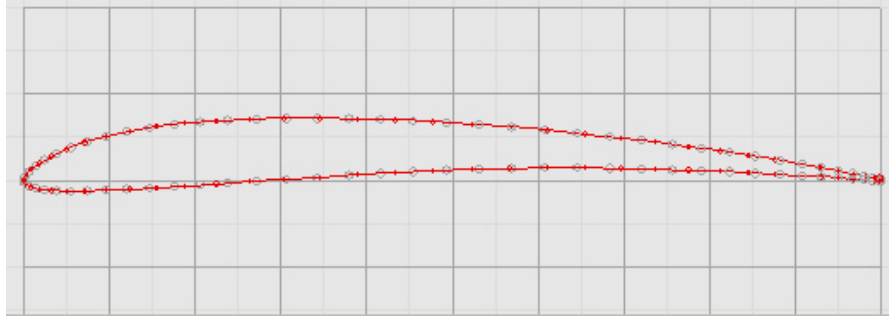
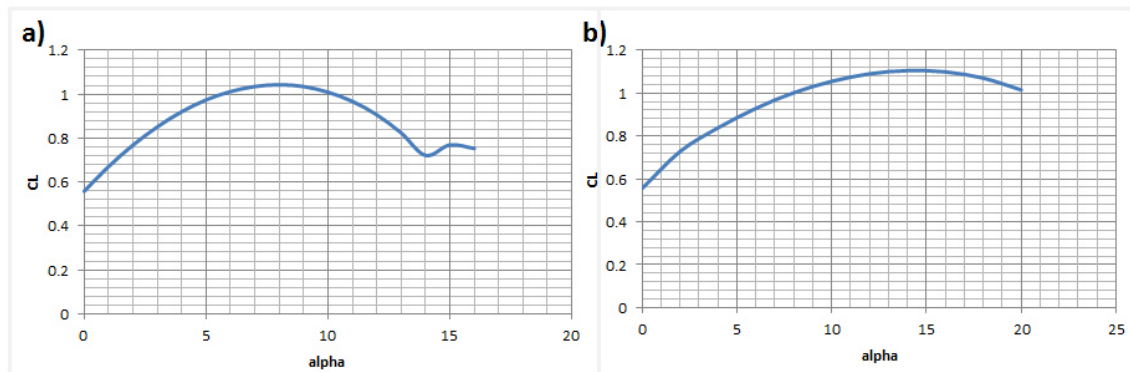


Figura 19.- Perfil BE50

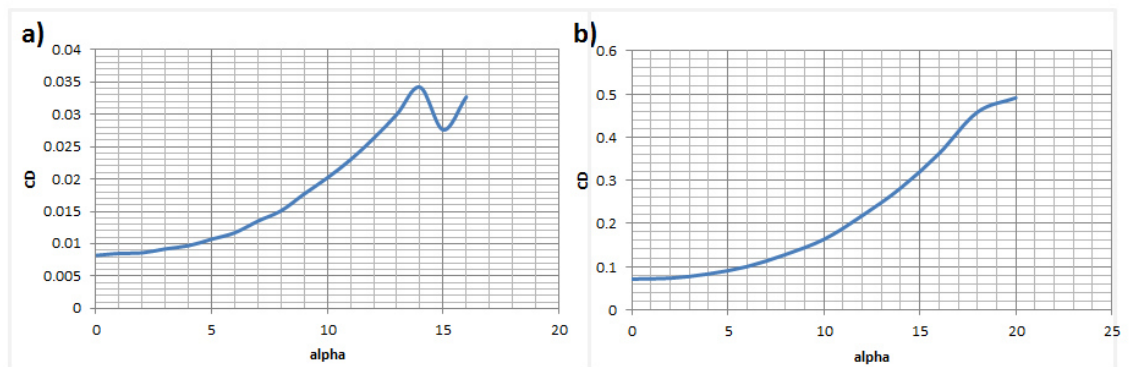
Después de someter a un flujo virtual en el paquete de ANSYS – Fluent, se obtuvieron los datos necesarios para realizar las gráficas para determinar el comportamiento de este perfil, al igual que en el anterior. En la gráfica 6 se muestra el levantamiento del perfil, en el cual podemos apreciar que el coeficiente máximo es de 1.1 y 1.2 con ángulos de ataque de 8° y 14° en DF y Fluent respectivamente. En estas curvas se ve una diferencia, pero los rangos de los valores de CL son aproximados en ambos análisis, a diferencia del perfil anterior, se tiene un incremento no lineal y el CLmax se presenta a menor ángulo, por dicha razón vemos la divergencia de 14° en el análisis de Design Foil



Grafica 6.- C_l Vs α para perfil BE50.-a) Design Foil b) Fluent

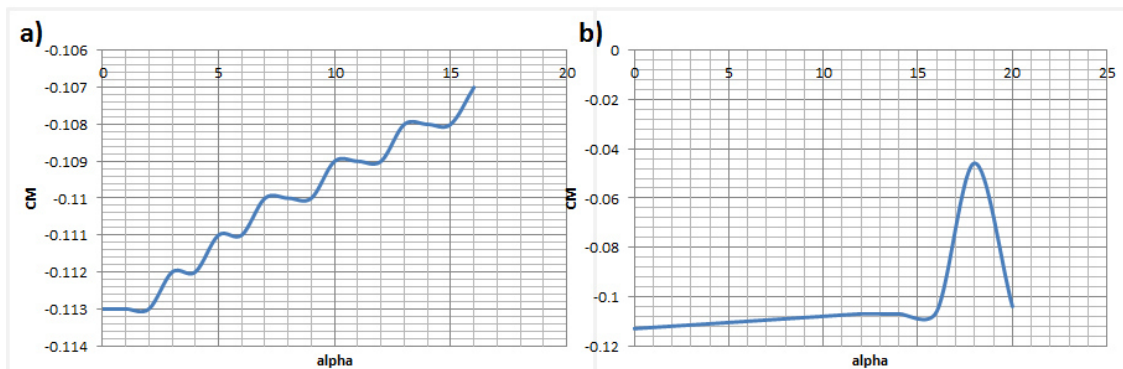
En la gráfica 7 se muestra el comportamiento del perfil en la resistencia, en el cual se puede apreciar que el coeficiente máximo es mayor conforme incrementa el ángulo de ataque, cumpliendo con la forma de comportamiento parabólico el incremento es bajo, y existe una diferencia considerable entre el

análisis en DF con respecto a Fluent, esto por la precisión manejada por ANSYS. Al igual que en el CL el CD diverge en 14°.



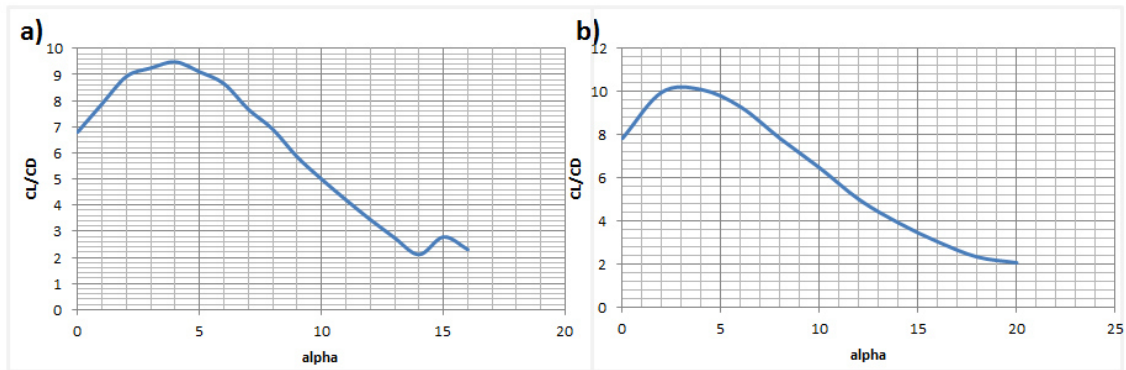
Gráfica 7.- CD Vs α para perfil BE50.-a) Design Foil b) Fluent

La gráfica 8 muestra el comportamiento del coeficiente de cabeceo del perfil. En el cual podemos apreciar que el coeficiente máximo es de -0.46 con un ángulo de ataque de 18° para fluent, mientras que en DF tiende a cero conforme incrementa el ángulo de ataque pese a que las gráficas parecen diferentes, los valores rondan entre -0.1, a ángulos mayores el cabeceo tiende a ser mayor. El uso de este perfil podría necesitar un estabilizador horizontal de tamaño considerable.



Gráfica 8.- CM Vs α para perfil BE50.-a) Design Foil b) Fluent

Finalmente tenemos la gráfica 9 donde se muestra el comportamiento del perfil ante la comparativa de la eficiencia aerodinámica, recordado que este valor es la relación del CL y el CD. Podemos apreciar que la eficiencia máxima se encuentra entre los 1 y los 4 grados con valores de hasta 10, los valores varían poco entre los dos análisis, pero se puede apreciar que a ángulos elevados la eficiencia tiende a cero, lo que pone dudosa la idea de seleccionar este perfil, pues el fumigador necesita volar a ángulos pronunciados.



Grafica 9.- CL/CD Vs α para perfil BE50.-a) Design Foil b) Fluent

La distribución de velocidad mostrada en la figura 20 muestra que la velocidad en el extradós cumple con lo indicado en las bibliografías [23], [15]. En las flechas amarillas se muestra el flujo a velocidad crucero de 22m/s y en la parte roja tenemos un incremento de hasta 28 m/s lo que indica que las partículas no incrementan mucho su velocidad, además de que la distribución de velocidad es muy tenue y en una región limitada.

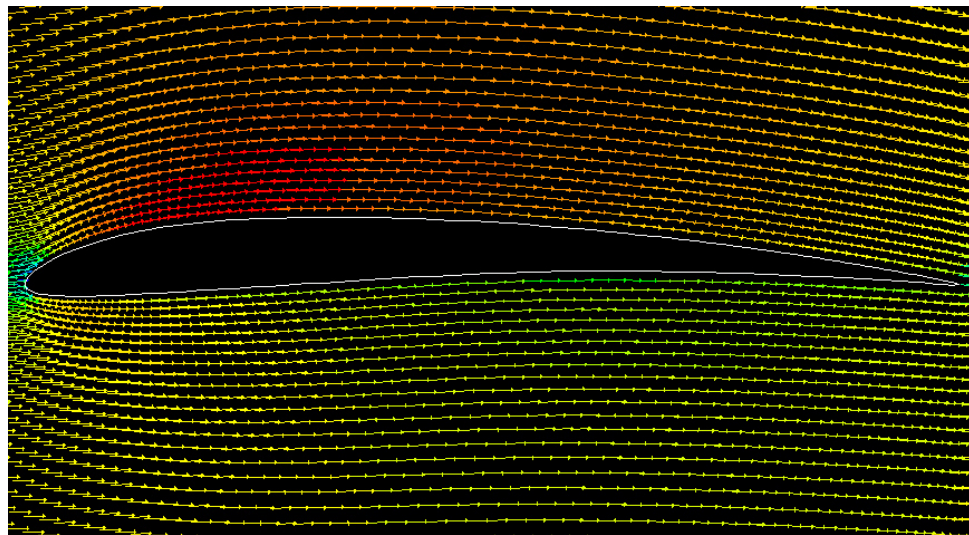


Figura 20.- Distribución de velocidad flujo laminar BE50, fluent.

Perfil FX74 CL5 140

Basándonos en la bibliografía adquirida [33], se seleccionó también el perfil para ser analizado el FX74 CL5 140 mostrado en la Figura 21, es un perfil con curva pronunciada así como con espesor medio y con una pequeña curvatura en el borde de fuga, diseñado en Design Foil.

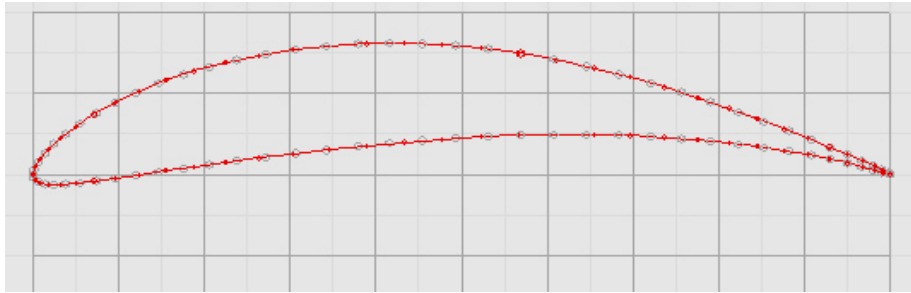
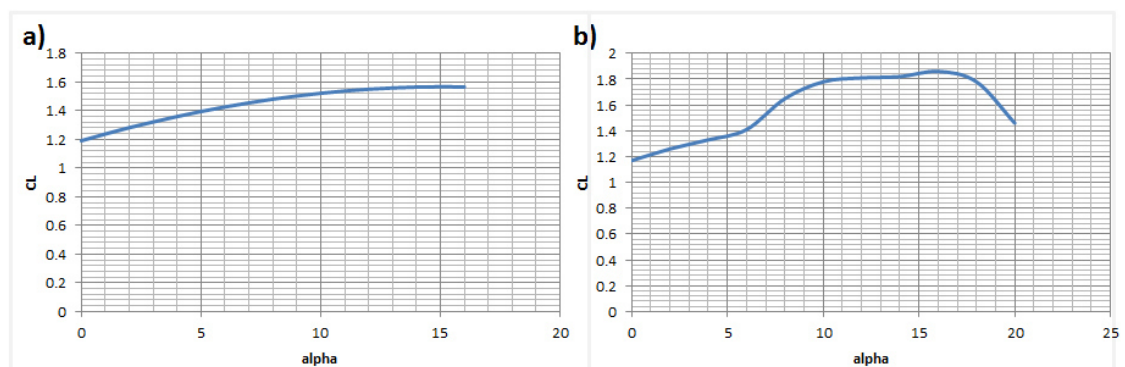


Figura 21.- Perfil FX74 CL5 140

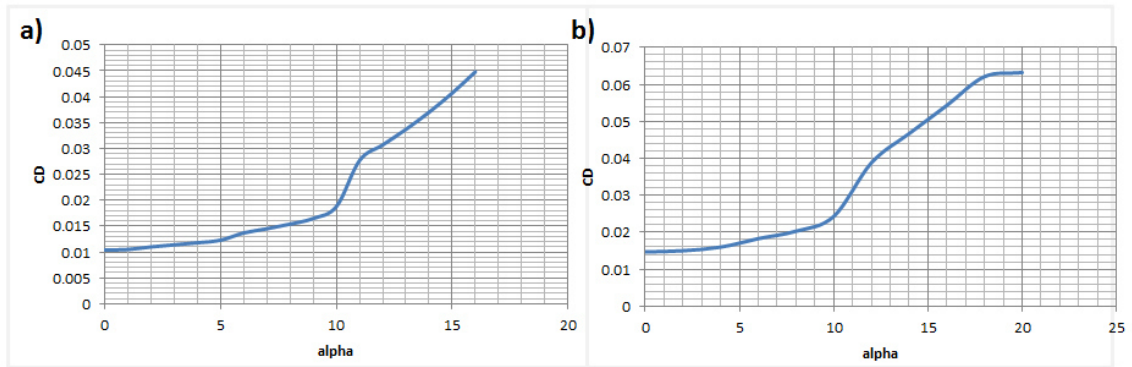
En la gráfica 10 se muestra el comportamiento del perfil FX74CL5_140 en el levantamiento vs el ángulo de ataque, en el cual podemos apreciar que el coeficiente máximo es de 1.86 con un Angulo de ataque de 16°, el comportamiento de los coeficientes es alto en comparación a los perfiles anteriores. En este perfil la diferencia de los valores de CL entre los dos análisis varía en los valores más elevados, esto por las limitaciones de aproximación de DF. Los coeficientes de este perfil son elevados desde los 0°, pues comienzan en un poco más de 1, lo que nos indica que es muy bueno para cargar peso.



Grafica 10.- Cl Vs α para perfil FX74 CL5 140.-a) Design Foil b) Fluent

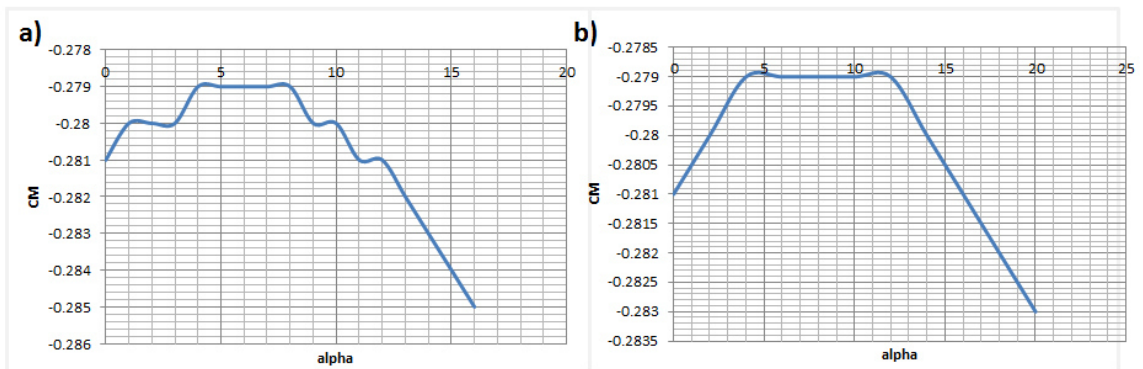
En la gráfica 11 se muestra el comportamiento la resistencia en perfil, en el cual se puede apreciar que el coeficiente máximo es mayor conforme incrementa el ángulo de ataque, cumpliendo con la forma de comportamiento parabólico el incremento es bajo, y existe una diferencia considerable entre el análisis en DF con respecto a Fluent, esto por la precisión manejada por ANSYS. Los valores del CD son bajos. Así mismo se puede apreciar que el coeficiente máximo es

de 0.06 con un ángulo de ataque de 18° , el comportamiento de la gráfica inicia con un incremento lento, lo cual nos garantiza buen levantamiento y baja resistencia.



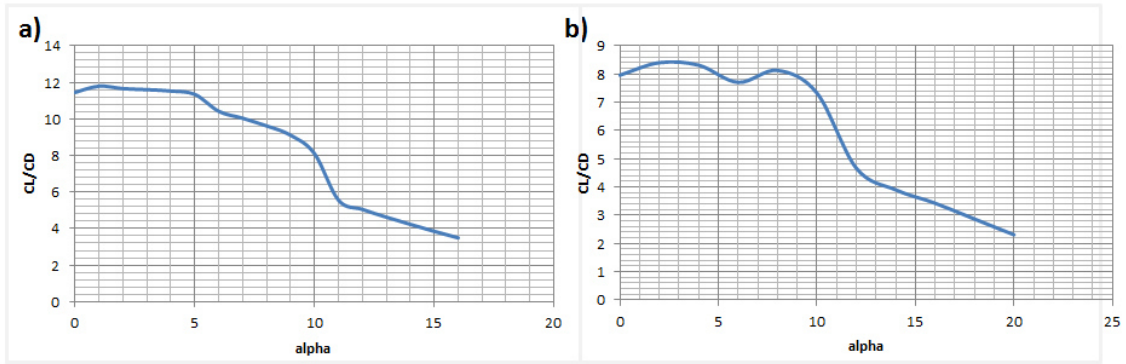
Gráfica 11.- CD Vs α para perfil FX74 CL5 140.-a) Design Foil b) Fluent

La gráfica 12 muestra el comportamiento del coeficiente de cabeceo, en el cual podemos apreciar que el coeficiente máximo es de -0.28 con un ángulo de ataque de 5° , el comportamiento de la gráfica inicia con un incremento rápido y en una zona tiende a ser constante después baja, los valores en ambos análisis son similares, dicho perfil tiene mayor cabeceo debido a su curvatura.



Gráfica 12.- CM Vs α para perfil FX74 CL5 140.-a) Design Foil b) Fluent

Finalmente tenemos la gráfica 13 donde se muestra el comportamiento ante la comparativa de la eficiencia aerodinámica recordado que este valor es la relación del CL y el CD. Se aprecia que sorprendentemente la eficiencia de este perfil es muy alta, por lo cual hasta el momento, es el mejor candidato. La eficiencia se mantiene alta de los 0 hasta los 9 grados.



Grafica 13.- CL/CD Vs α para perfil FX74 CL5 140.-a) Design Foil b) Fluent

La distribución de velocidad mostrada en la figura 22 muestra que la velocidad en el extradós cumple con lo indicado en las bibliografías [23], [15]. En las flechas amarillas se muestra el flujo a velocidad crucero de 22m/s y en la parte roja tenemos un incremento de hasta 39 m/s lo que indica que las partículas incrementan mucho su velocidad, además de que la distribución de velocidad es muy prolongada y en una región alargada.

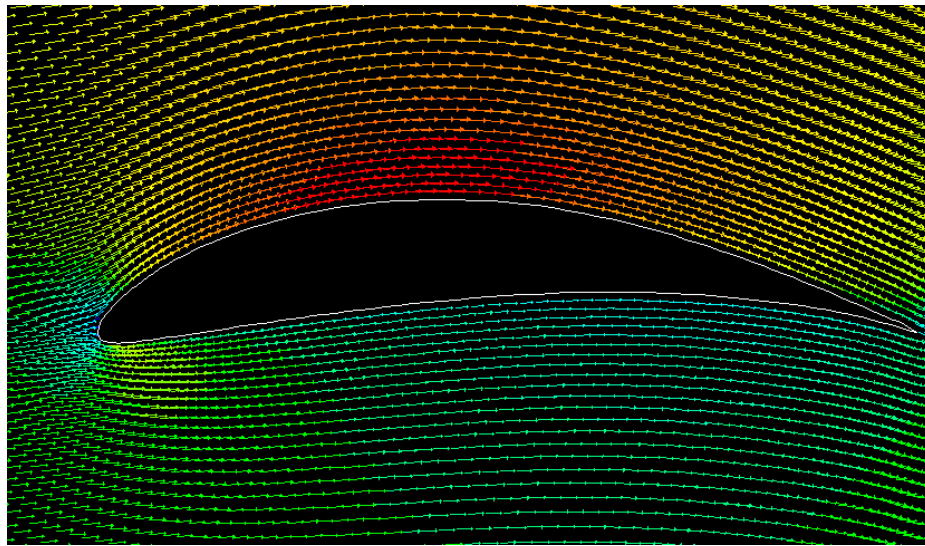


Figura 22.- Distribución de velocidad flujo laminar FX74 CL5 140, fluent.

Perfil DF102

Basándonos en la bibliografía adquirida [33], se seleccionó también el perfil para ser analizado el DF102 mostrado en la Figura 23, es un perfil semi simétrico, con una pequeña curvatura, diseñado en Design Foil.

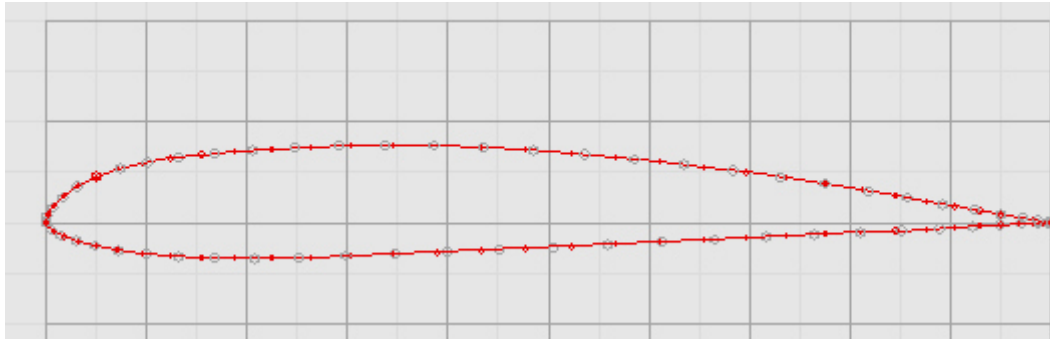
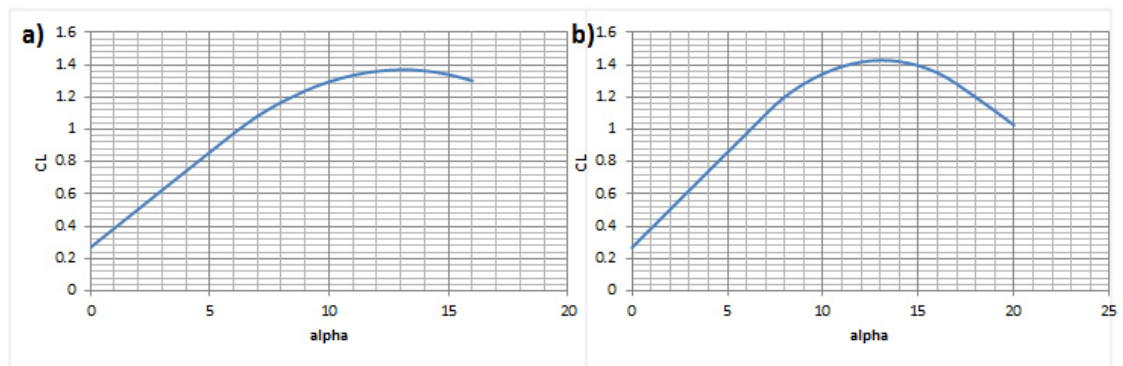


Figura 23.- Perfil DF102

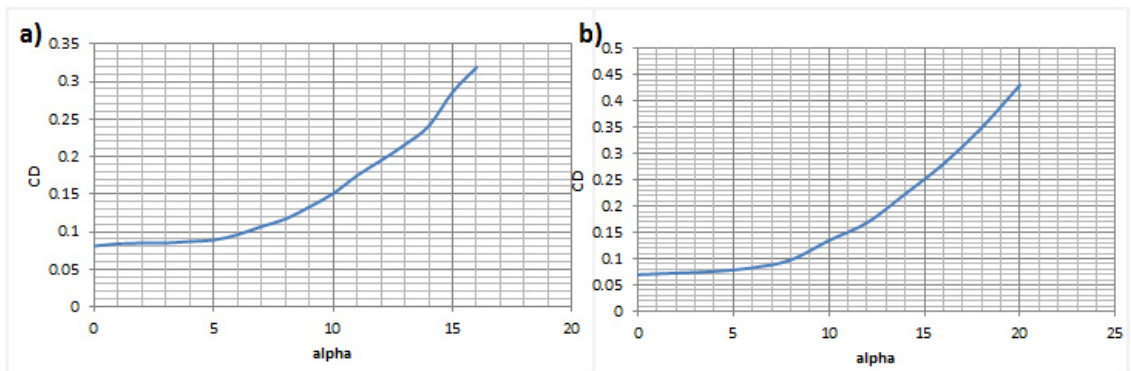
En la gráfica 14 se muestra el comportamiento del perfil DF102 en el levantamiento vs el ángulo de ataque, en el cual podemos apreciar que el coeficiente máximo tiende a 1.4 con un ángulo de ataque de 13° , el comportamiento de los coeficientes es intermedio en comparación a los perfiles anteriores y bajo con respecto al FX. En este perfil la diferencia de los valores de CL entre los dos análisis varía poco.



Grafica 14.- Cl Vs α para perfil DF102. a) Design Foil b) Fluent

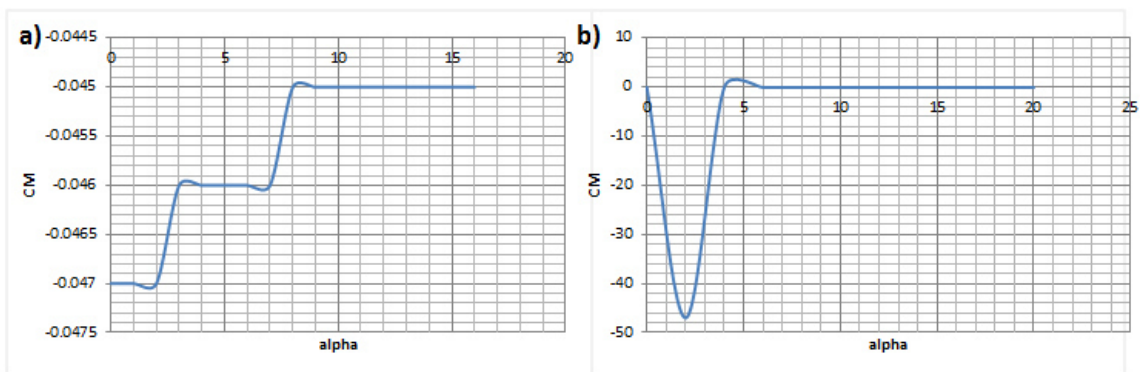
En la gráfica 15 se muestra el comportamiento del perfil en la resistencia, en el cual se puede apreciar que el coeficiente máximo es mayor conforme incrementa el ángulo de ataque, cumpliendo con la forma de comportamiento parabólico el incremento es bajo, y existe una diferencia considerable entre el análisis en DF con respecto a Fluent, esto por la precisión manejada por ANSYS. Los valores del CD son bajos pues no llegan a valores de magnitud de las décimas. Así mismo se puede apreciar que el coeficiente máximo es de 0.06 con un ángulo de ataque de 18° , el comportamiento de la gráfica inicia

con un incremento lento, lo cual nos garantiza buen levantamiento y baja resistencia.



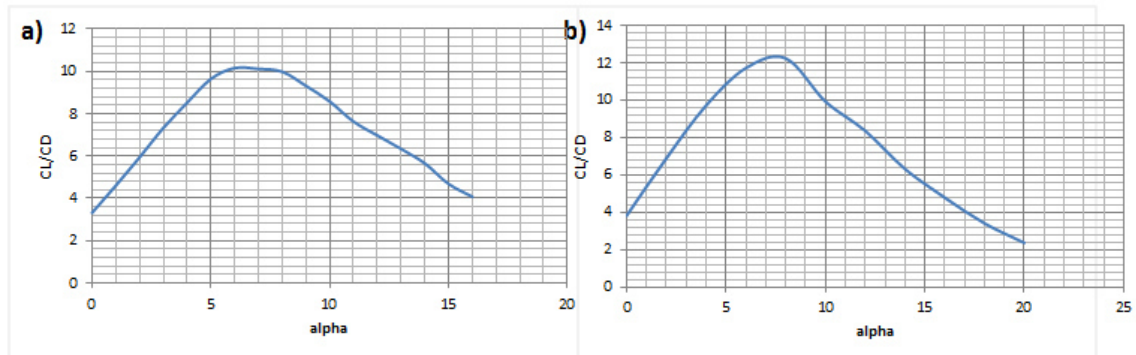
Gráfica 15.- CD Vs α para perfil DF102 .-a) Design Foil b) Fluent

La gráfica 16 muestra el comportamiento del perfil en el coeficiente de cabeceo, en el cual podemos apreciar que el coeficiente máximo es de -0.4 con un ángulo de ataque de 2° , el comportamiento de la gráfica inicia con un incremento rápido y en una zona tiende a ser constante después baja, los valores en ambos análisis son similares, dicho perfil tiene mayor cabeceo debido a su forma.



Gráfica 16.- CM Vs α para perfil DF102 .-a) Design Foil b) Fluent

Finalmente tenemos la gráfica 17 donde se muestra el comportamiento del perfil ante la comparativa de la eficiencia aerodinámica recordado que este valor es la relación del CL y el CD. Se aprecia que sorprendentemente la eficiencia de este perfil es alta. La eficiencia se mantiene alta de los 3 hasta los 9 grados, posteriormente tiene una caída pronunciada.



Gráfica 17.- CL/CD Vs α para perfil DF102.-a) Design Foil b) Fluent

La distribución de velocidad mostrada en la figura 24 muestra que la velocidad en el extradós cumple con lo indicado en las bibliografías [23], [15]. En las flechas amarillas se muestra el flujo a velocidad crucero de 22m/s y en la parte roja tenemos un incremento de hasta 29 m/s lo que indica que las partículas no incrementan mucho su velocidad, la distribución de velocidad es muy prolongada y en una región alargada.

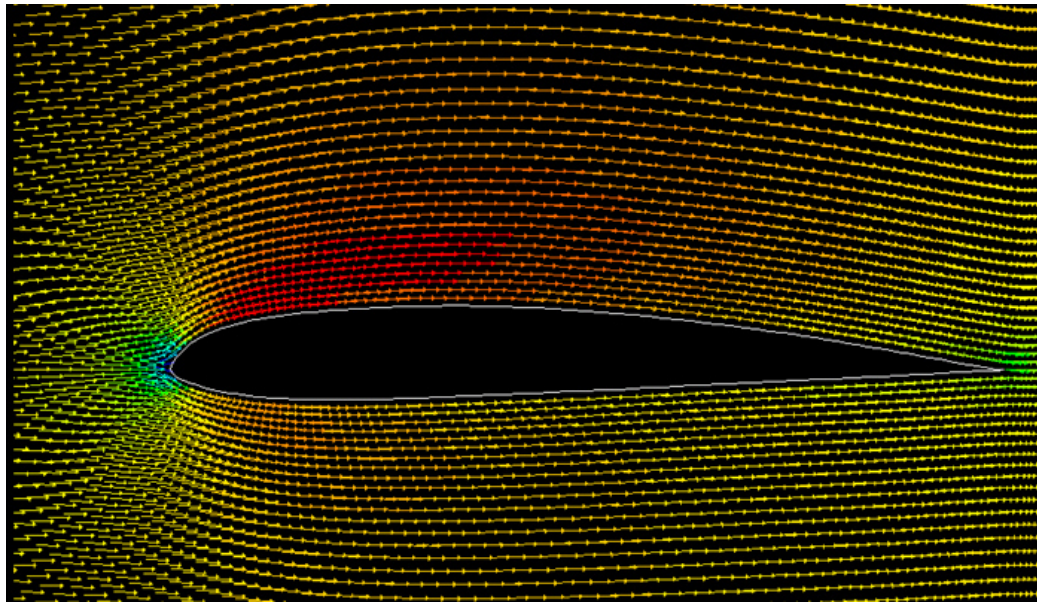
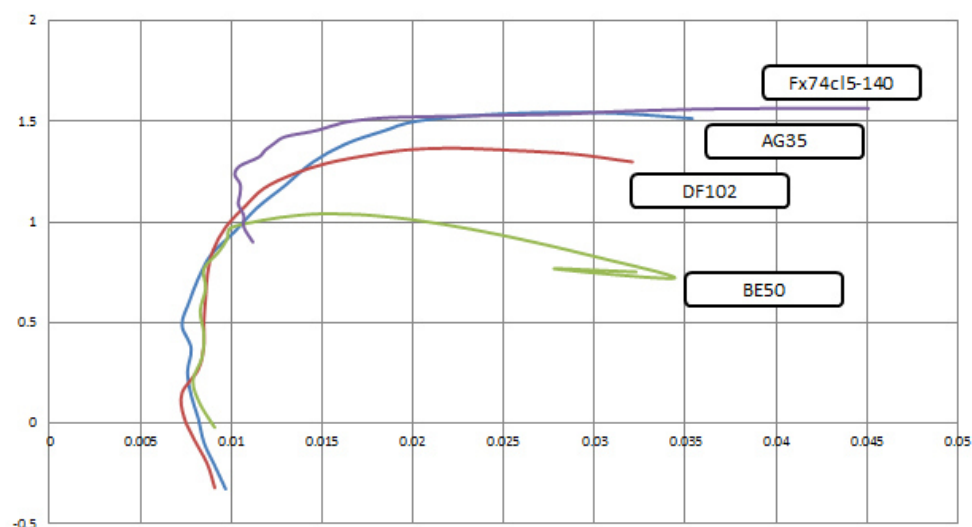


Figura 24.- Distribución de velocidad flujo laminar DF102, fluent

1.3 Selección de perfil

Después de hacer el análisis de los perfiles de ala, teniendo en cuenta las gráficas obtenidas se puede determinar que el mejor perfil de ala es FX74CL5_140, a pesar de saber que el valor del número de Reynolds es menor en BE50, y que el GA35 tiene un CL mayor en su máximo, se optó por el FX porque el comportamiento general del perfil se ajusta de mejor forma a las necesidades de la aeronave. Al tener un bajo número de Reynolds y altos

valores de elevación podemos utilizar este perfil aerodinámico en el UAV que volará en velocidades no muy altas como la bibliografía recomienda [20]. También se puede ver en la gráfica 18 cómo la eficiencia tiene valores altos en comparación con la otra superficie de sustentación, así como una resistencia muy baja a altos ángulos de ataque, también los altos valores de ascenso y baja resistencia viene en una amplia gama de ángulos. Debido a que el UAV acaba de despegar, fumigado y la tierra, no tendrá que maniobrar ángulos agudos de ataque, como lo haría en el caso de acrobacia, por lo que se recomienda el uso de la superficie de sustentación antes mencionado. Este perfil además permitirá un buen margen de carga de paga. La fineza aerodinámica es alta en valores d 0 a 10°, lo que indica que este perfil será eficiente en el transcurso del roció del pesticida, y aunque disminuye a ángulos prolongados, e estos ángulos serán alcanzados solo en maniobras de ascenso, por lo que no afectara considerablemente el desempeño de la aeronave. Una de las debilidades de este perfil es su curvatura, pues aunque es bueno que proporcione altos coeficiente de levantamiento, también arroja altos coeficientes de cabeceo, lo que indica a que el estabilizador horizontal será de proporciones considerables. Para el estabilizador horizontal y vertical, se considera un perfil simétrico NACA 0012, debido que al ser un UAV, el momento de cabeceo será con un cambio constante por el consumo de combustible y la aplicación del fumigante. Los rangos de resistencia al avance son bajos y los de levantamiento considerablemente bueno, por lo cual para diseñar el estabilizador será más sencillo hacer los cálculos y modificaciones.



Gráfica 18 POLAR profiles

2 ELECCION DE ALA

Posterior a la selección del perfil, pasamos al cálculo de la superficie alar que se empleará para levantar el peso de la aeronave, así como de los componentes, combustible y de la carga útil. La consideración principal sobre la elección de la configuración será que el levantamiento generado a diferentes ángulos de ataque sea mayor que el peso máximo, lo cual nos garantizará que el avión sea capaz de mantener vuelo. Así mismo se busca que el ala mantenga un equilibrio entre el levantamiento y la resistencia aerodinámica que tendrá el ala.

PESO DE LA ERONAVE: $W_{TOW} = 2914.57N$

Considerando las condiciones de vuelo tenemos que:

$$V = 22.222 \frac{m}{s}, \quad \rho = 0.90996 \frac{kg}{m^3}$$

si sabemos que : $L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_l$

$$\text{tenemos que : } S = \frac{2L}{\rho V^2 C_l} = \frac{2 * 184.1019 \text{ kg} * 9.81 \frac{m}{s^2}}{0.90996 \frac{kg}{m^3} * \left(22.222 \frac{m}{s}\right)^2 * 1.6} = 8.13m^2$$

2.1 Análisis configuración geométricas de ala

En esta sección se presentan los análisis de las tres formas alares consideradas como candidatas para ser las sustentadoras del UAV fumigador, la geometría que resulte ser la mejor será ingresada a los códigos de MATLAB para los cálculos de desempeño.

CONFIGURACIÓN DE ALA 1

Tomando en cuenta que el **alargamiento apropiado para la aplicación en fumigadores consideramos un valor de 7**, como se menciona en la bibliografía [10] Lo cual busca tener la mejor relación entre la superficie alar y su envergadura, lo cual facilitará el encontrar la mejor cuerda aerodinámica media (mac) para la geometría del ala.

$$b = \sqrt{AR * S} = \sqrt{7 * 8.13} = 7.54m$$

$$mac = \sqrt{\frac{S}{AR}} = \sqrt{\frac{8.13}{7}} = 1.07m$$

Para esta primera configuración se tomó el valor de la **mac** como valor para Cr (cuerda raíz) y Ct (cuerda punta) para formar un ala rectangular como se muestra en la figura 25.

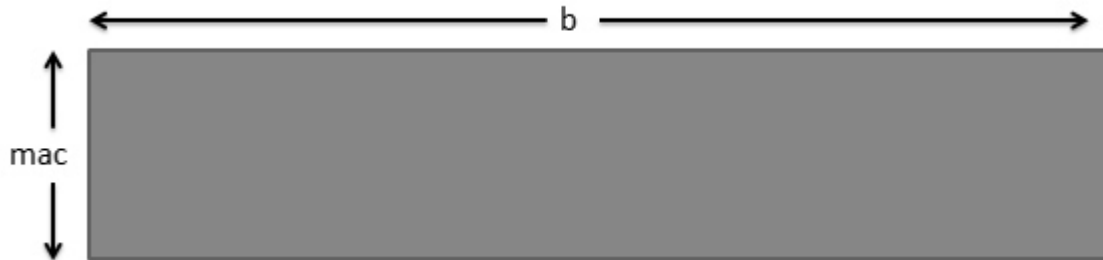


Figura 25.- Configuración alar #1 forma rectangular.

Después de someter a un flujo virtual en el paquete de ANSYS – Fluent se obtuvieron los datos necesarios para encontrar las gráficas necesarias para poder determinar el comportamiento de esta configuración de ala. Figura 25

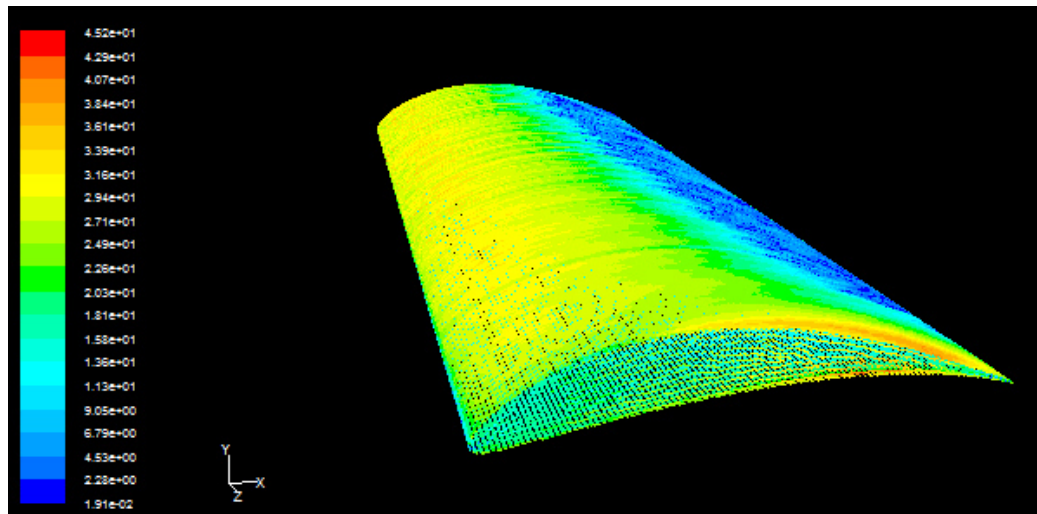
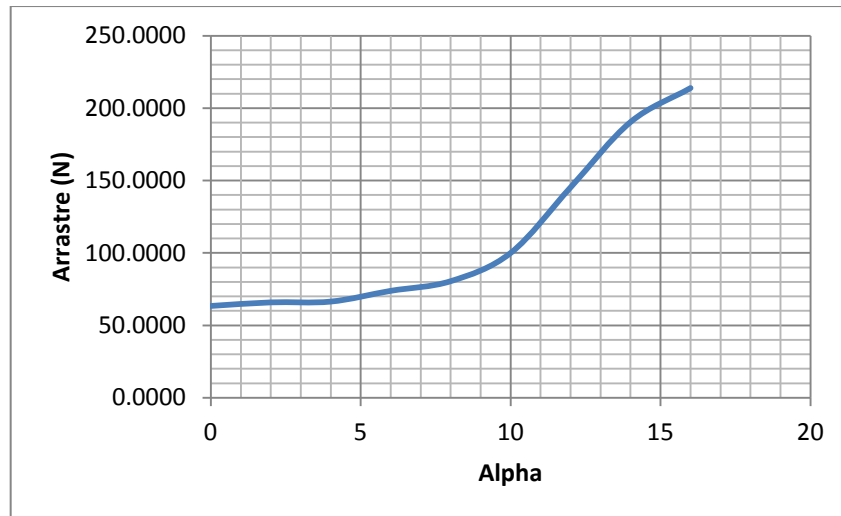


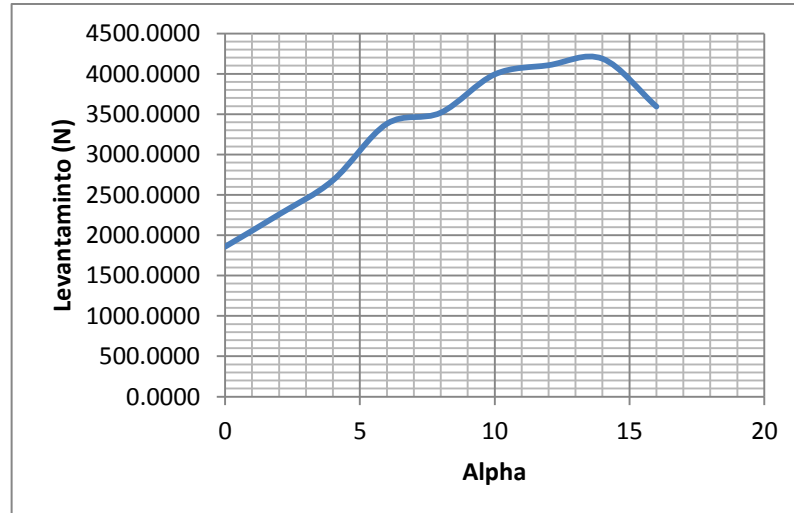
Figura 25.1.- Configuración alar #1 forma rectangular ANSYS.

En la gráfica 19 se muestra el comportamiento del ala en la fuerza de arrastre a diferentes ángulos de ataque, en el cual podemos apreciar que el comportamiento de la gráfica tiende a ser una parábola, las diferencias entre los grados 10 y 11 se deben al comportamiento del fluido a estos ángulos de ataque.



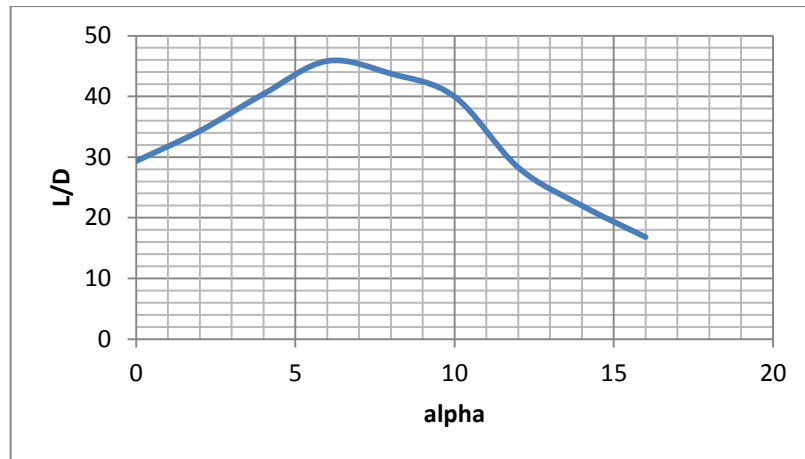
Gráfica 19.- ARRASTRE [N] VS ANGULO DE ATAQUE [°] ala 1

En la gráfica 20 se muestra el comportamiento ante una variación de ángulo de la fuerza de levantamiento total del ala, en el cual podemos apreciar que la fuerza máxima es alrededor de 4000N con un ángulo de ataque de 12°, mientras que el valor mínimo a 0° es de 1857 N. Tenemos que considerar que el peso teórico total de la aeronave es de 2914N, por lo cual desde los 5° se cumple.



Gráfica 20.- LEVANTAMIENTO [N] VS ANGULO DE ATAQUE [°] ala 1

Para observar la eficiencia del ala 1 se realizó la gráfica 21, donde se muestra el comportamiento de esta geometría rectangular ante la comparativa L vs D, en el cual podemos apreciar que hay hasta un 48% de fineza aerodinámica, entre los rangos de operación de 4° a 9°.



Grafica 21.-EFICIENCIA AERODINAMICA VS ANGULO DE ATAQUE [°] ala 1
El ala 1 se esquematizó en AVL para ver el comportamiento de la distribución de fuerzas.

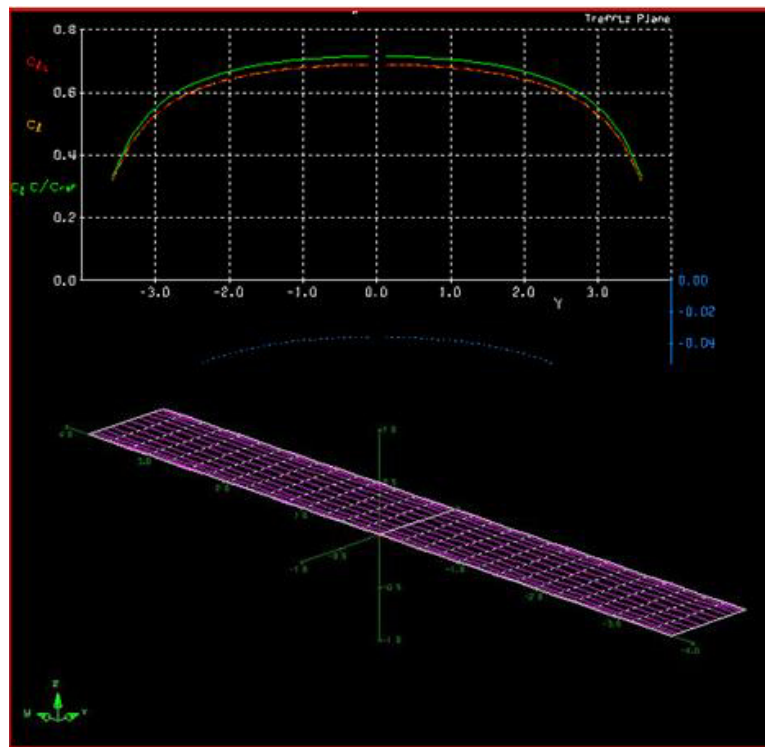


Figura 26.- Análisis AVL, para 3°.- Distribución de CL por estaciones Ala 1

CONFIGURACIÓN DE ALA 2

Los planeadores deben su alta eficiencia aerodinámica al alto alargamiento del ala. Dicho valor se encuentra en un promedio de 28, así que para buscar una alta eficiencia aerodinámica y tener una buena maniobrabilidad, como es característico en las avionetas con un alargamiento de 7, se utilizará el valor intermedio de estas aeronaves para intentar tener eficiencia y maniobrabilidad de la aeronave. Por lo cual se utilizará un valor de alargamiento de 17.5 y una conicidad o estrechamiento de 0.5.

ENVERGADURA

$$b = \sqrt{AR * S} = \sqrt{17.5 * 8.13m^2} = \mathbf{11.9\ m}$$

CUERDA DE RAZ Y CAUERDA DE PUNTA

$$2 * \frac{S}{b} = (C_R + C_T) \dots (21) \quad , \text{por tanto} \quad 1.36\ m = C_R + C_T \dots 1$$

$$\text{si } \frac{C_T}{C_R} = \lambda \quad , \text{entonces} \quad C_T = \lambda * C_R$$

$$C_T = 0.5C_R \dots 2$$

Sustituyendo 2 en 1

$$C_R + 0.5C_R = 1.3m$$

$$1.5C_R = 1.3m$$

$$C_R = \mathbf{0.864752\ m}$$

$$C_T = \mathbf{0.432376\ m}$$

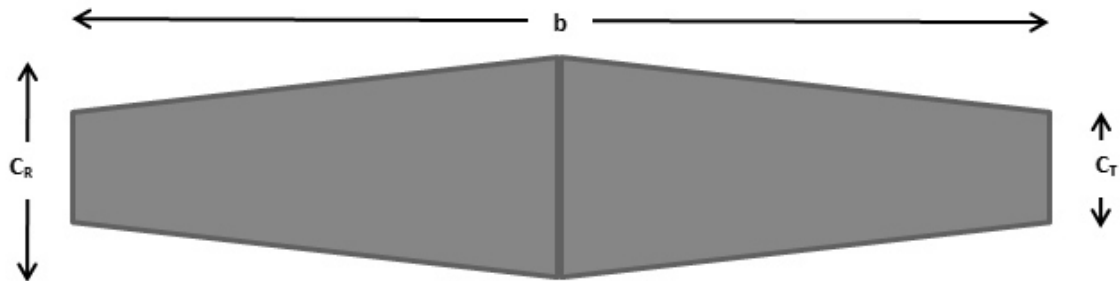


Figura 27.- Configuración alar 2 , semi-elíptica

Después de someter a un flujo virtual en el paquete de ANSYS – Fluent se obtuvieron los datos necesarios para encontrar las gráficas necesarias para poder determinar el comportamiento de esta configuración de ala. Figura 28

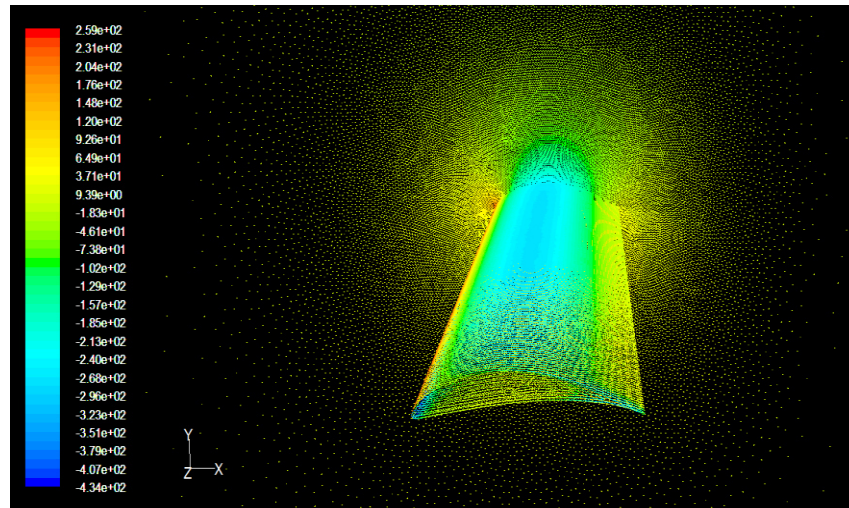
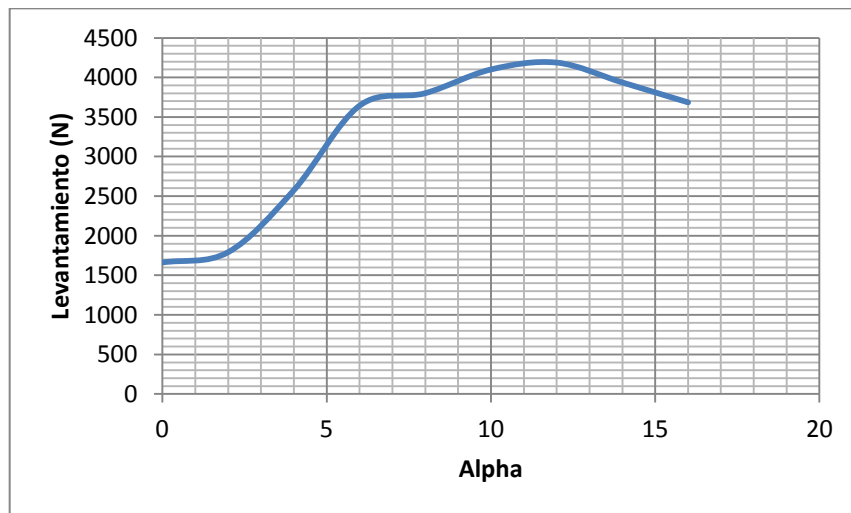


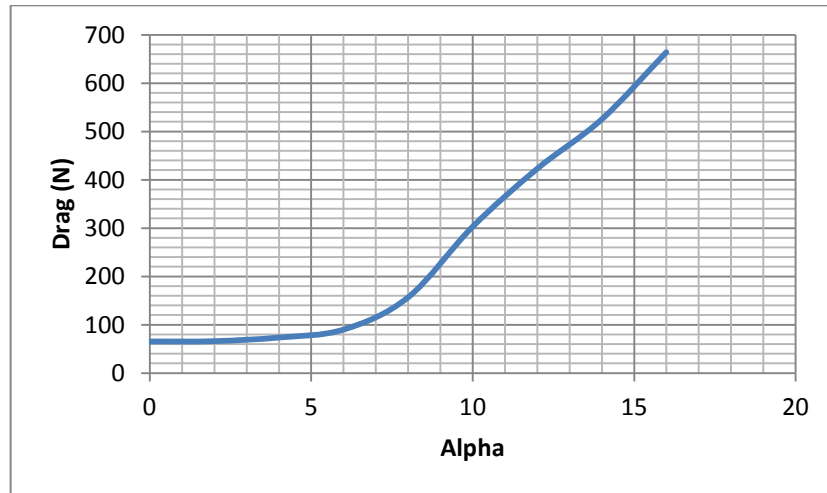
Figura 28.- Configuración alar #2 forma rectangular ANSYS.

Al igual que en el ala anterior, se realizaron las gráficas correspondientes. En la gráfica 22 se muestra el comportamiento de la configuración semi elíptica con doble estrechamiento, en el cual podemos apreciar que el valor máximo es de 4250 N con un ángulo de ataque de 12°, el comportamiento de la gráfica inicia con un incremento lento y finalmente con un incremento rápido.



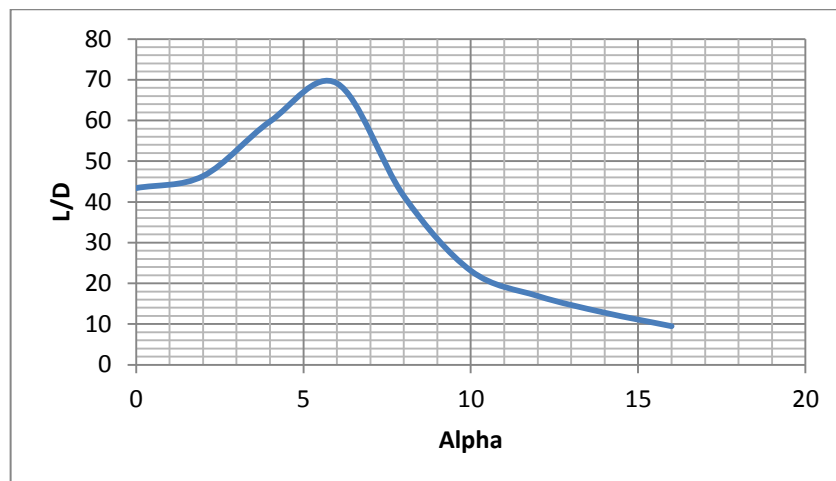
Grafica 22 LEVANTAMIENTO [N] VS ANGULO DE ATAQUE [°] ala 2

En la gráfica 23 observamos el comportamiento de la resistencia, se muestran los valores obtenidos en esta ala son más bajos y oscilan entre los 80 y 600 N, desde los 2°. Esta ala tiene un comportamiento casi constante a lo largo de la variación del ángulo de ataque en los primeros 7 grados después tiende a parabólica.



Gráfica 23 DRAG [N] VS ANGULO DE ATAQUE [°] ala 2

A continuación se aprecia en la gráfica 24 el comportamiento de esta segunda geometría semi elíptica ante la comparativa L vs D, en el cual podemos apreciar que hay hasta un 70% de fineza aerodinámica, entre los rangos de operación de 0° a 7°. A pesar de haber visto un comportamiento favorable en las gráficas anteriores, tenemos que la eficiencia baja drásticamente ante el incremento de ángulo de ataque.



Gráfica 24 EFICIENCIA AERODINÁMICA VS ÁNGULO DE ATAQUE [°] ala2

El ala 2 se esquematizó en AVL para ver el comportamiento de la distribución de fuerzas.

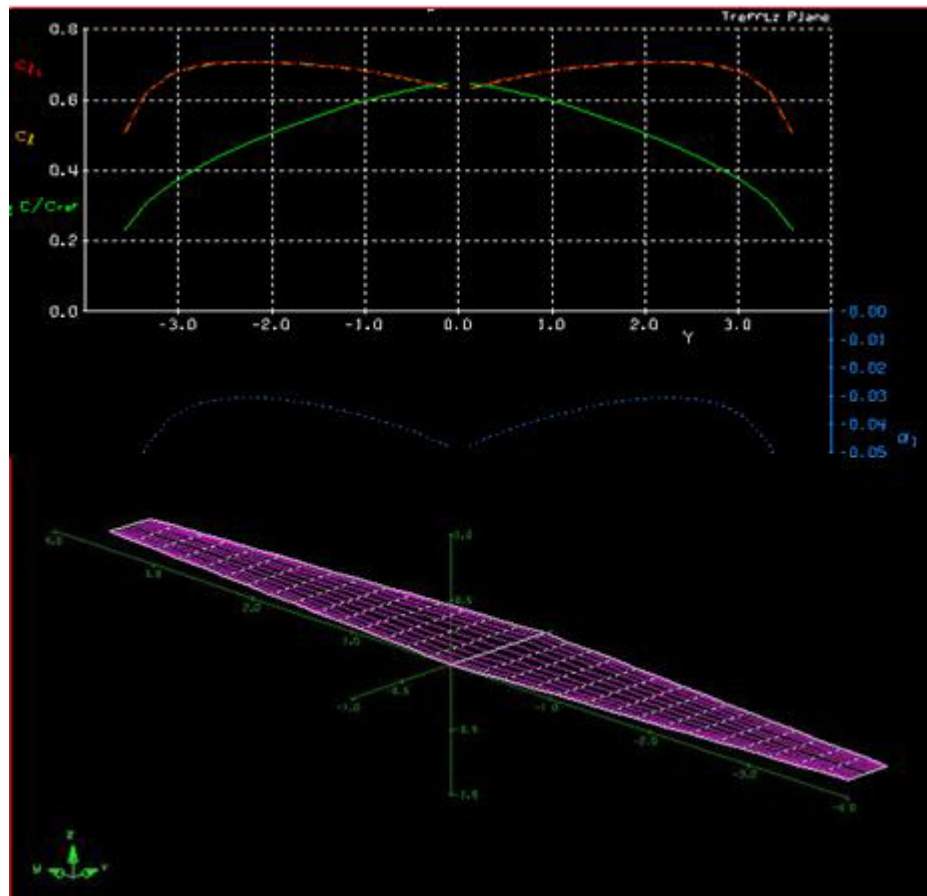


Figura 29.- Análisis AVL, para 3°.- Distribución de CL por estaciones Ala 2

CONFIGURACIÓN DE ALA 3

En la figura 30 se observa la distribución de las fuerzas de levantamiento a lo largo de la envergadura del ala, dicha distribución varía según la geometría de ésta, de allí que se eligió un estrechamiento (λ) de 0.5 para acercarse a una distribución elíptica de acuerdo a la teoría de Prandtl, por lo cual se obtiene una disminución del arrastre inducido [10].

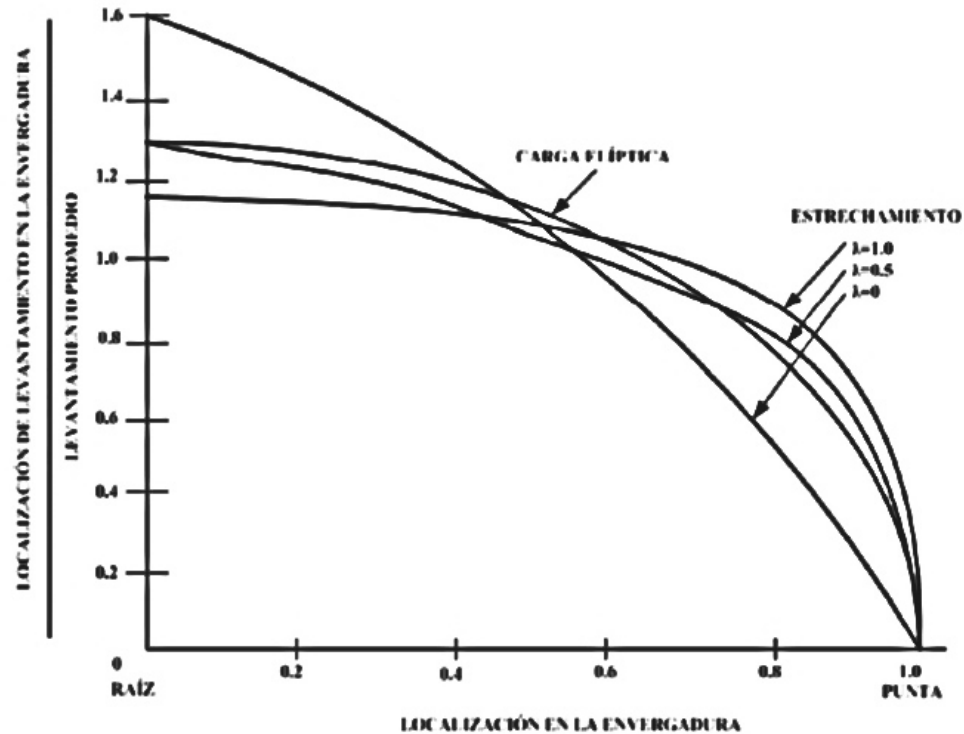


Figura 30.- Distribución de la fuerza de levantamiento a lo largo de la envergadura. Grafica de *Daniel P. Raymer; "Aircraft Design: A Conceptual Approach"; AIAA Education Series; USA 1992[34]*.

Para la cuerda raíz, usamos el valor de la c_{mac} calculado con un AR de 7 como se mencionó en el cálculo del ala anterior, aclarando que se usa por la referencia del ala anterior dejando independiente el valor del AR de esta ala.

$$\lambda = \frac{C_T}{C_R} = 0.5$$

$$C_T = 0.5 * C_R = 0.5 * 0.9546 = 0.4773m$$

$$C_R = 0.9546m$$

$$C_t = 0.4773m$$

Para el cálculo de la envergadura, seccionamos el ala en áreas regulares como se muestra en la figura 18, y se hicieron las operaciones tomando en cuenta la C_t y C_r .

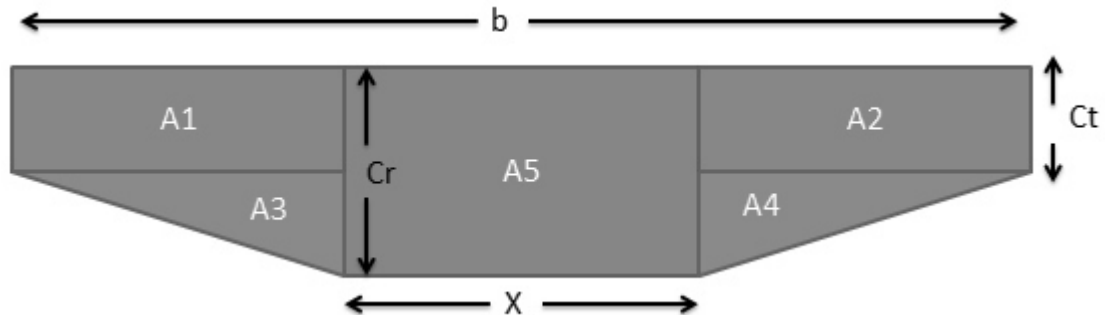


Figura 31.-Configuración alar 3 con forma semi elíptica, un estrechamiento.

Consideraciones:

$$A1 = A2, \quad A1 = A3 + A4$$

Considerando los valores de C_r y C_t y proponiendo una longitud con un valor de 1.5m en la zona de decrecimiento de cuerda.

$$\begin{aligned} A1 &= 1.5 * 0.477 = 0.7155 \, m^2 \\ A_s &= A1 + A2 + A3 + A4 = 2.1465 \, m^2 \\ A5 &= S - A_s = 4.2331 \, m^2 \end{aligned}$$

Como el C_r es de 0.9546 m podemos tener la longitud de la zona rectangular del ala.

$$X = \frac{A5}{0.9546} = \frac{4.2331}{0.9546} = 4.4344 \, m$$

Por tanto tenemos que:

$$b = 1.5 + 1.5 + 4.4343 = 7.4344 \, m$$

Después de someter a un flujo virtual en el paquete de ANSYS – Fluent se obtuvieron los datos necesarios para encontrar las gráficas necesarias para poder determinar el comportamiento de esta configuración de ala. Figura 32

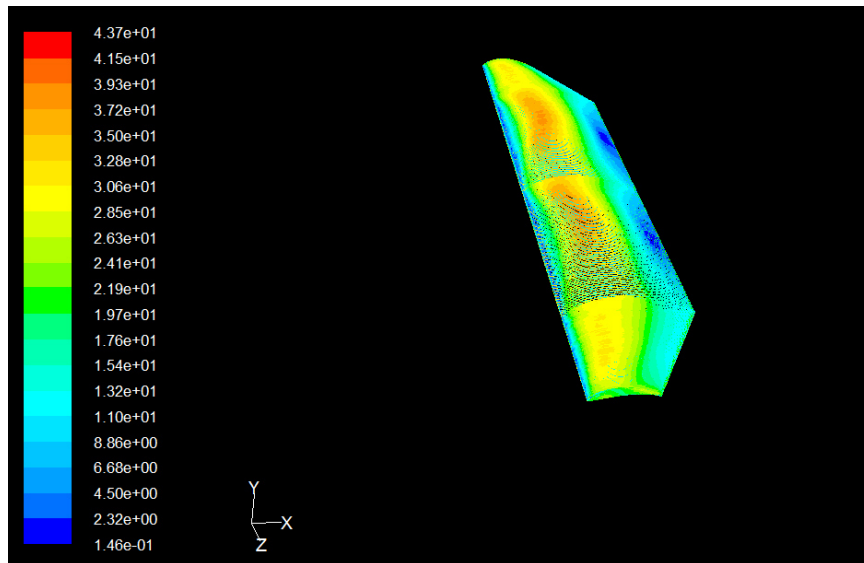
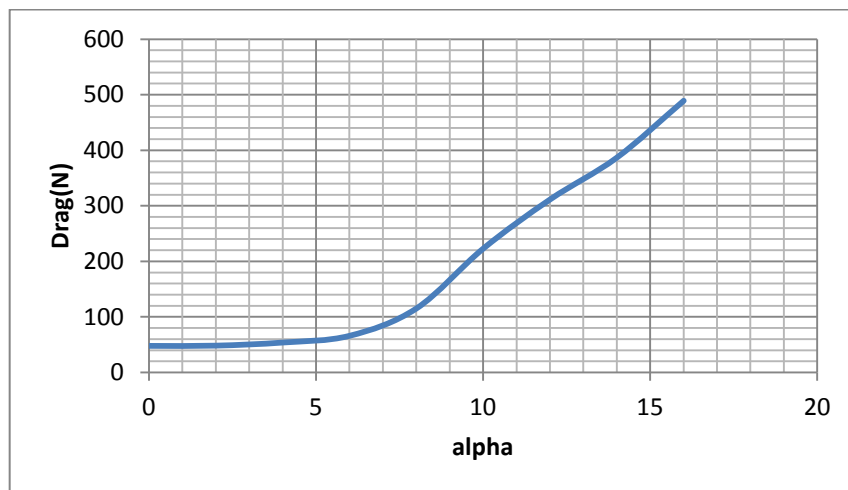


Figura 32.- Configuración alar #3 forma rectangular ANSYS.

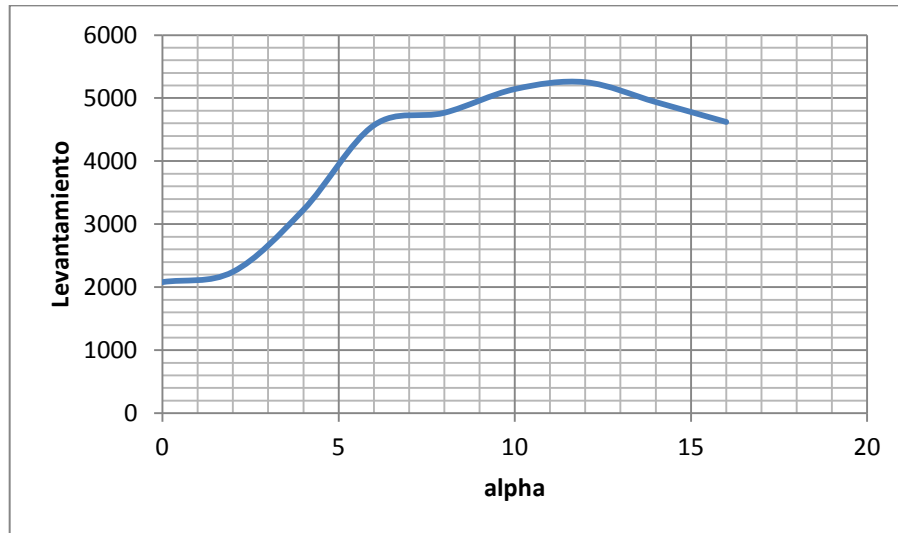
Para esta tercera configuración también se realizaron las gráficas correspondientes de las variaciones de levantamiento y arrastre. En la gráfica 25 se muestra el comportamiento de la configuración con simple estrechamiento, en el cual podemos apreciar que el valor máximo es de 480 N con un ángulo de ataque de 16° , el comportamiento de la gráfica inicia con un incremento lento y finalmente con un incremento intermedio cabe mencionar que los valores alcanzados son más bajos que la configuración 1 y 2.



Grafica 25 ARRASTRE [N] VS ANGULO DE ATAQUE [°] ala 3

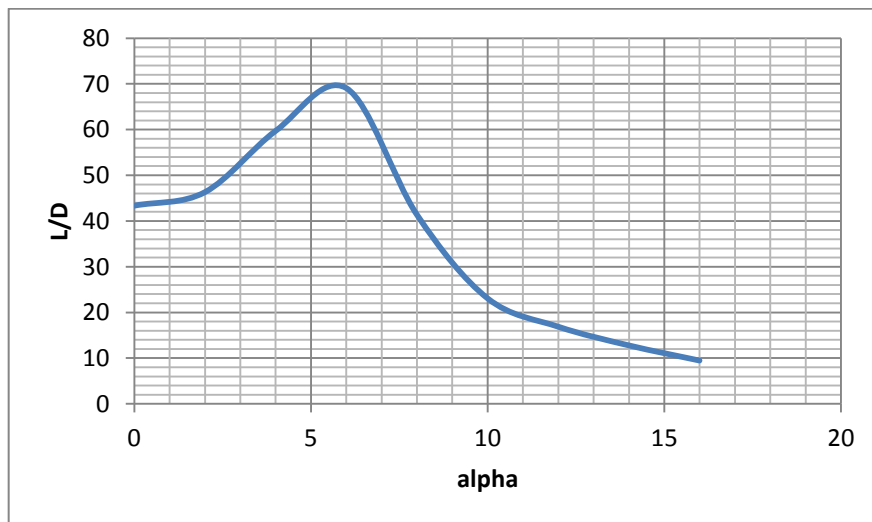
En la gráfica 26 se tiene el levantamiento, los valores obtenidos en esta ala son más altos que en el ala 2 y aunque el valor inicial es debajo del obtenido en el ala 1, el comportamiento del levantamiento es favorable para el peso de la aeronave. Los valores oscilan entre los 2100 y 5000 N, lamentablemente hasta

los 4° se supera el peso de la aeronave. Esta ala tiene un comportamiento casi constante a lo largo de la variación del ángulo de ataque.



Grafica 26 LEVANTAMIENTO [N] VS ANGULO DE ATAQUE [°] ala 3

La fineza aerodinámica del ala 3 , tiene un rango de 0° a 8° con incremento hasta llegar a 70%, después decrece, aunque se presente una reducción de eficiencia, se considera que en los primeros valores del ángulo de ataque se presenta un buen comportamiento en esta configuración (Gráfica 27).



Grafica 27 EFICIENCIA AERODINAMICA VS ANGULO DE ATAQUE [°] ala 3

El ala 3 se esquematizo en AVL para ver el comportamiento de la distribución de fuerzas. Figura 33.

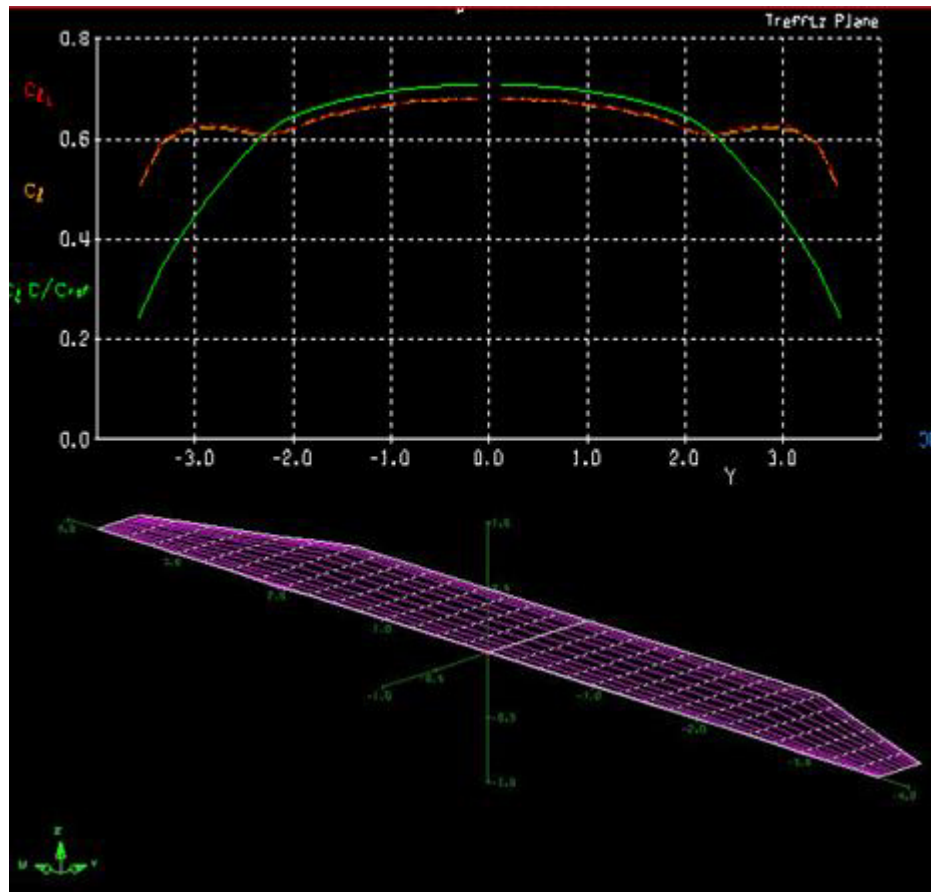


Figura 33.- Análisis AVL, para 3°.- Distribución de CL por estaciones Ala 2

2.2 Selección de configuración alar

La comparación de las tres alas, arrojan como análisis que el Ala 3 cumple de forma más satisfactoria con las necesidades de la aeronave, una de las razones es que como se muestra en la gráfica 26, el levantamiento necesario para que la aeronave despegue con peso máximo, es cumplido por los valores del análisis, además de que la eficiencia entre los 3 y 12° es aceptable, aunque la resistencia del ala 3 es mayor que la del ala 2, el levantamiento cumple con los valores buscados en el ala 3. La figura 33 muestra el comportamiento del levantamiento a lo largo de las estaciones del ala, este comportamiento muestra el levantamiento con una distribución “casi uniforme”, con su respectivo cambio en las puntas de ala debido al cambio de geometría. Por tanto se considera que el ala con configuración trapezoidal es la idónea para la aplicación al proyecto.

3. ELECCIÓN DEL FUSELAJE

Para la elección de la forma del fuselaje se contemplaron 4 posibles, una alargada y delgada, una corta y gruesa, una forma media con una circunferencia que respeta el tamaño original del tanque y una forma en forma de perfil alar. Los diseños fueron realizados con base al Capítulo 8 del libro Aircraft performance and design de J. Anderson [23].

3.1 Análisis configuraciones geométricas fuselaje

Los valores de los resultados realizados en Fluent y AVL varían poco con respecto al cambio de ángulo de ataque, por lo que para el análisis de cada fuselaje solo se presentara el valor de 3° de ángulo de ataque.

CONFIGURACIÓN DE FUSELAJE 1

La primera forma analizada es delgada y alargada. En la figura 34 se muestra el fuselaje en AVL y Fluent, el resultado para el CL es de 0.005 mientras que el CD es de 0.029 para 3° . (Diámetro mayor 0.24 m menor 0.12m longitud 5.16m)

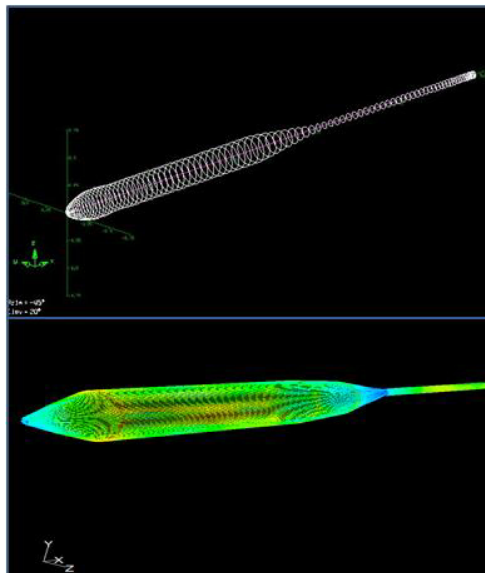


Figura 34.- Análisis AVL, Fluent, fuselaje 1, para 3° .

CONFIGURACIÓN DE FUSELAJE 2

La segunda forma analizada es corta y gruesa. En la figura 35 se muestra el fuselaje en AVL y Fluent, el resultado para el CL es de 0.006 mientras que el CD es de 0.035 para 3°. (Diámetro mayor 0.60 m menor 0.35m longitud 3.6 m)

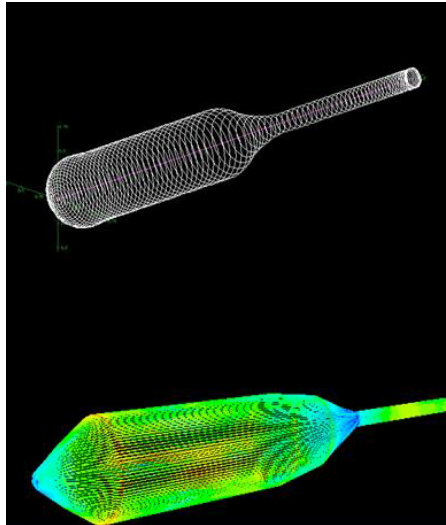


Figura 35.- Análisis AVL, Fluent, fuselaje 2, para 3°.

CONFIGURACIÓN DE FUSELAJE 3

La tercera forma analizada está entre la alargada la forma corta. En la figura 36 se muestra el fuselaje en AVL y Fluent, el resultado para el CL es de 0.0013 mientras que el CD es de 0.029 para 3°. (Diámetro mayor 0.48m menor 0.24m longitud 4.88m)

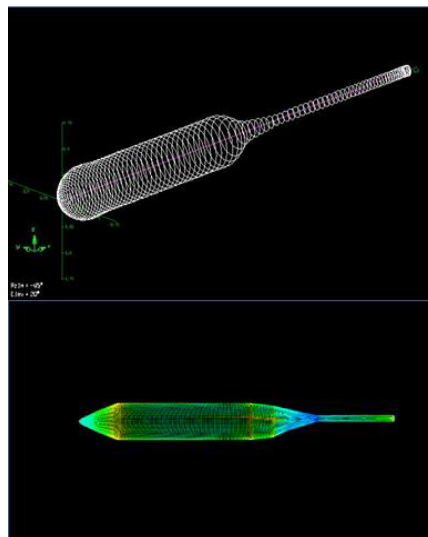


Figura 36.- Análisis AVL, Fluent, fuselaje 3, para 3°.

CONFIGURACIÓN DE FUSELAJE 4

La cuarta forma analizada es alargada con forma de perfil. En la figura 37 se muestra el fuselaje en AVL y Fluent, el resultado para el CL es de 0.0020 mientras que el CD es de 0.03 para 3° .

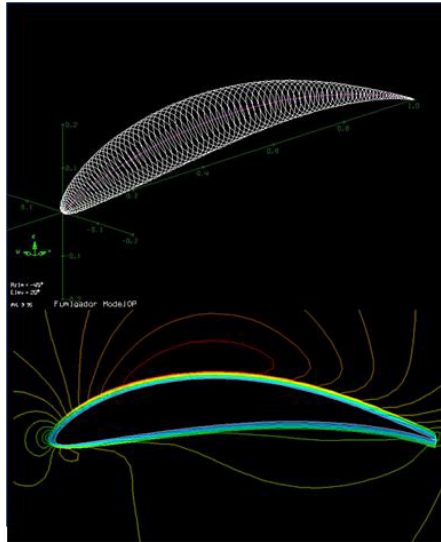


Figura 37.- Análisis AVL, Fluent, fuselaje 4, para 3° .

3.2 Selección geometría fuselaje

Con los resultados obtenidos en los análisis de fluent y AVL, al percatarse que la variación de los valores del CL y CD es mínima con respecto al ángulo de ataque se optó por tomar el valor de 3° de ángulo de ataque para cada modelo, con ello se realizó el comparativo y se pudo tomar una de las formas como fuselaje del proyecto. El fuselaje aunque tiene una resistencia baja con respecto a los demás, su forma alargada provocaría que el pesticida se expandiera a lo largo del contenedor, por tanto cuando el pesticida se aplique, el centro de gravedad variará, esta forma aumenta el margen de cambio del CG por lo que es probable que provoque que el sistema sea inestable. El fuselaje #2, tiene un área mojada mayor que los otros fuselajes, se aprecia en los valores de CD que tiene una resistencia al avance mayor, lo cual provocaría que el UAV consuma mayor combustible y limite su maniobrabilidad. Descartando los fuselajes las opciones más viables eran el #3 y #4, de los cuales se eligió la configuración número 3, por una parte aunque el fuselaje cuatro tiene mejor vista, el fuselaje 3 es más sencillo de construir y transportar, además de que los montantes de ala y empenaje serían más sencillos. Por otra parte este perfil en el fuselaje provocaría que tuviese un cabeceo mayor, a su vez este cabeceo obligaría a tener una superficie estabilizadora mayor. Por estas razones se optó por elegir el fuselaje número 3.

4. OPTIMIZACIÓN

La optimización incluye el descubrimiento de los "mejores valores" de alguna función objetivo dado un dominio definido, incluyendo una variedad de diferentes tipos de funciones objetivo y diferentes tipos de dominios. Un problema de optimización puede ser representado de la siguiente forma. Dada: una función $F: A \rightarrow R$ donde A es un espacio de búsqueda. Se puede buscar:

- a) Un elemento x_0 en A tal que $f(x_0) \leq f(x)$ para todo x en A ("minimización")
- b) Un elemento x_0 tal que $f(x_0) \geq f(x)$ para todo x en A ("maximización").

Heurísticas

Existen métodos de optimización, como lo son los de notación finita de convergencia. Además de los algoritmos (terminación finita) y los métodos iterativos (convergentes), existen heurísticas que pueden proveer soluciones aproximadas a algunos problemas de optimización [40] :

Evolución diferencial

Algoritmo de búsqueda diferencial

Relajación Dinámica

Algoritmos genéticos

Nelder-Mead

Optimización por enjambre de partículas

Para los análisis desarrollados en esta TESIS, se utilizaron el método de algoritmos genéticos y Nelder-Mead. Haciendo un acople entre ambos métodos, primero se hace una búsqueda exhaustiva con el método de algoritmos genéticos, haciendo mutaciones entre las diferentes configuraciones de la aeronave, se evalúa el desempeño de cada configuración como se verá en el Capítulo 4 y posteriormente se modifica la geometría. Después, se hace una búsqueda "final" con el método de mínimos la cual es una búsqueda heurística popular que aproxima mediante la minimización para esta búsqueda en necesario usar una función objetivo, la cual es determinada a través de los diversos códigos realizados en la presente TESIS.

5. LOCALIZACIÓN DEL ALA A LO LARGO DEL FUSELAJE

Como se mencionó en el apartado 2.3, se desarrolló un código en MATLAB capaz de determinar el peso de la aeronave de forma automática con el ingreso de datos a través del archivo *mision.dat*, este peso es calculado por el código *MaxTOW_Estimation.m*, el peso es utilizado por el programa central llamado *Master.m*. Dicho programa además toma como base los resultados ingresados del modelo, los cuales provienen de la geometría resultante de los análisis de perfil (FX74CL5_140.dat), ala (MODELX2.avl) y fuselaje (fux.dat). Esta geometría es enlazada al código central por medio de los softwares AVL y Matlab a través de una serie de comandos definidos en el código central. Para correr el programa es necesario tener un valor de empenaje el cual sustrae del código de geometría, la geometría es modificada por el programa central para encontrar el valor “óptimo” para el equilibrio entre el estabilizador horizontal y la posición del ala. Es modificado el ángulo de ataque del ala, el tamaño del empenaje, el ángulo de cada uno de los estabilizadores y la distancia entre ellos. Una vez desarrollado el análisis mostrado en la sección 4.1 se obtiene el resultado de la configuración de la aeronave. Figura 38. (Códigos Anexo B)

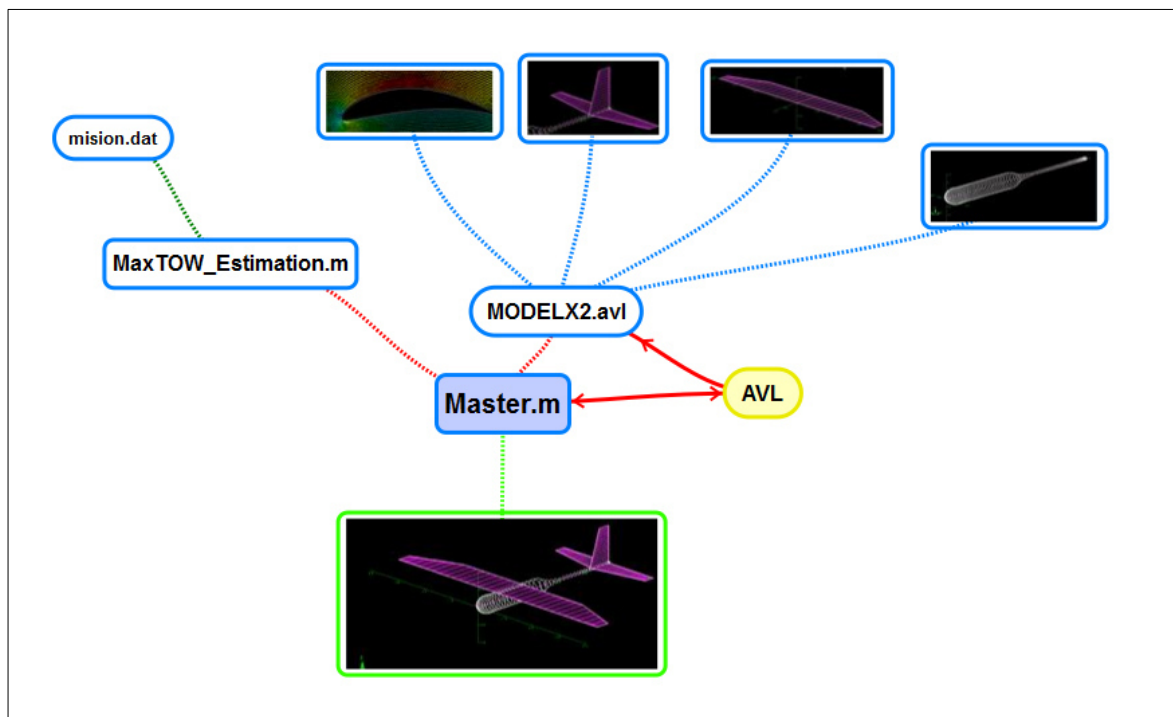


Figura 38.- Esquema de funcionamiento de código central Master.m.

5.1 Configuración del UAV

El código diseñado, como se mencionó anteriormente, necesita una configuración inicial, la cual está plasmada en el archivo "MODELX2.avi", este archivo contiene las medidas básicas de toda la aeronave, tales como la envergadura de ala y estabilizadores, la geometría de las superficies de sustentación y el ángulo de las mismas. Así mismo la forma del fuselaje. Esta geometría es procesada en AVL [25], este programa tiene la capacidad de arrojar datos de los coeficientes aerodinámicos, de las fuerzas aerodinámicas, así como gráficas y representaciones vectoriales del comportamiento ante el fluido, como se mencionó esta geometría variará de acuerdo a las iteraciones.

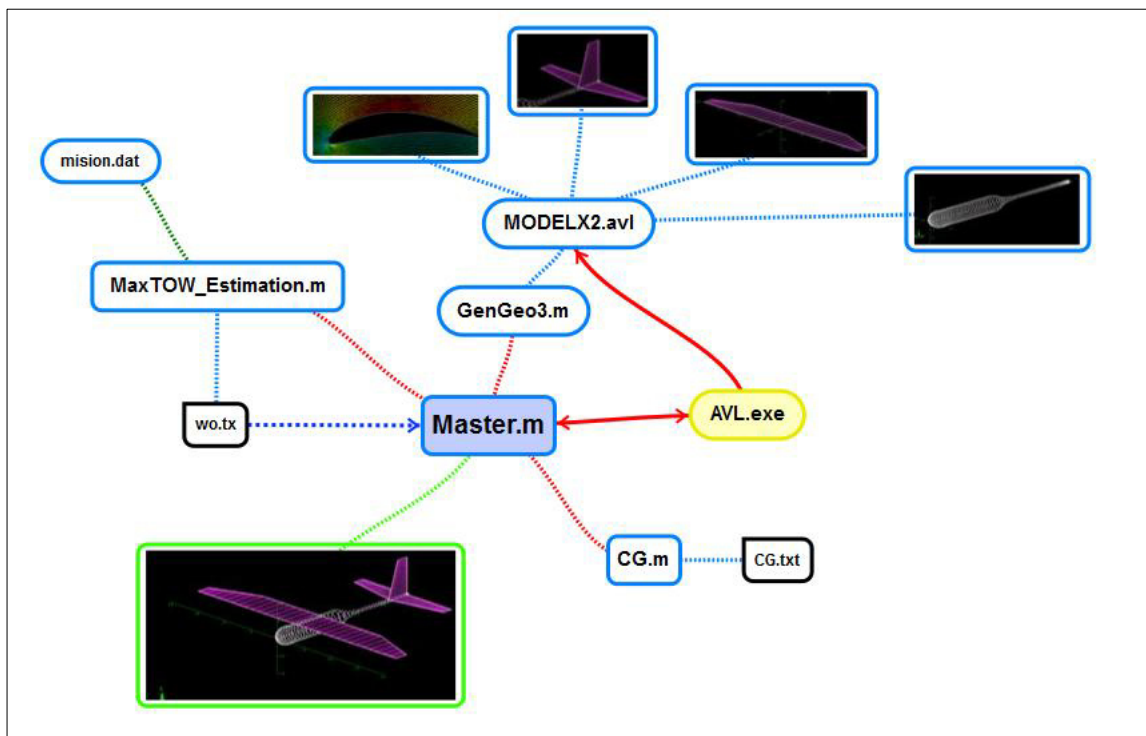


Figura 39.- Esquema de funcionamiento de código central Master.m más CG.

El centro de gravedad se calcula mediante la función "CG.m", que toma los valores de la cuerda de raíz (c_r), la cuerda de la punta (c_t), la envergadura (b), la superficie del ala y de los estabilizadores. Esta función puede calcular los centros de gravedad teniendo en cuenta las distancias (x) de cada elemento con el *datum* y los pesos (w) obtenidos en la Sección 2 con base en la bibliografía [39]. Todos los valores de esta función se leen desde el archivo generado por la función *MaxTOW_Estimation* el cual es llamado "*wo.txt*" así como la geometría inicial "*MODELX2.avi*". La función CG calcula el centro de gravedad de la configuración y la cuerda media aerodinámica, este proceso se

hace a través del código Master.m. Una vez realizada la corrida el programa cambia la posición del ala, esto provoca que se mueva el CG nuevamente, de tal manera que el programa hace un ajuste basado en la literatura [23]. Los resultados se almacenan en el archivo "CG.txt". Mientras se ejecuta el programa, la geometría se modifica en el código "GenGeo3.m", según la posición del CG y se configura en "MODELX2.avl". Figura 39.

5.2 Función Objetivo

Una vez que se tiene la geometría de la aeronave, con el peso y la posición del CG, se procede a encontrar la mejor configuración mediante un "Ajuste" para esta geometría, esta paso es importante, porque involucra a una de las funciones objetivo que contribuye en optimizar el análisis, el programa analiza el comportamiento en vuelo recto y nivelado, considerando lo señalado en la sección 4.1. La configuración de vuelo recto y nivelado involucra las fuerzas y momentos que se muestran en la Figura 40.

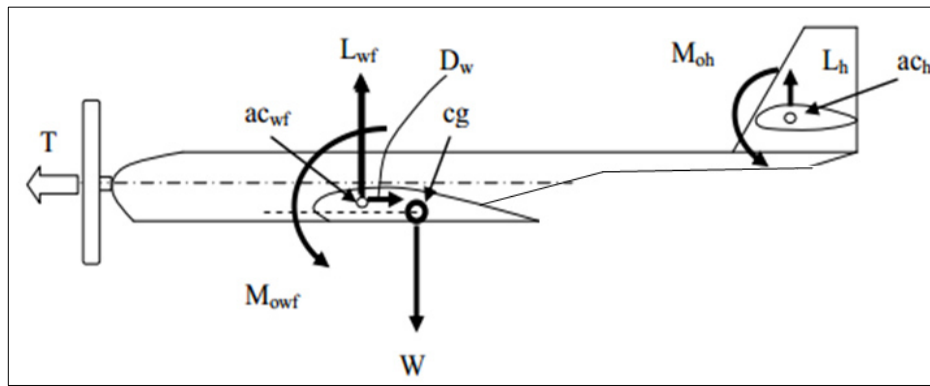


Figura 40.- Fuerzas y Momentos. Vuelo recto y nivelado.

A partir de las ecuaciones básicas de la aerodinámica, tenemos:

$$L_{wf} = \frac{1}{2} \rho(h) * V(h)^2 * S(b, cr, cm, ct) * CL_{\alpha} \quad (22)$$

$$M_{owf} = \frac{1}{2} \rho(h) * V(h)^2 * S(b, cr, cm, ct) * CL_{\alpha} * \bar{C}(S, b, cr, ct) \quad (23)$$

$$L_h = \frac{1}{2} \rho(h) * V(h)^2 * S(b, cr, cm, ct) * CL_{\alpha} \quad (24)$$

$$M_{oh} = \frac{1}{2} \rho(h) * V(h)^2 * S(b, cr, cm, ct) * CL_{\alpha} * \bar{C}(S, b, cr, ct) \quad (25)$$

La optimización es un método para determinar los valores de las variables que intervienen en un proceso o sistema de manera que el resultado es el mejor posible, esto bajo criterios de evaluación. En el caso más simple, un problema de optimización es maximizar o minimizar una función real seleccionar sistemáticamente los valores de entrada (tomado de un conjunto permitido) y

calculando el valor de la función. La generalización de la teoría y técnicas de optimización para otras formulaciones que comprenden una gran área de la matemática aplicada. En general, la optimización incluye el descubrimiento de los "mejores valores" de un dominio de función definida objetivo dado, incluyendo una variedad de diferentes tipos de funciones objetivo y diferentes tipos de dominios, para definir tal que [35]: (Distribución de Momento **Fig 2 apéndice A**)

$$\begin{array}{ccc} \sum M_{cg} = 0 & \longrightarrow & M = 0 \\ \sum F = 0 & & L - W = 0 \end{array} \longrightarrow \begin{array}{l} f1 = abs(M) \\ f2 = abs(L - W) \end{array}$$

Así tenemos que las funciones anteriores, de la fuerza en el eje "y" y el momento que actúa alrededor de este, tienen el siguiente "peso"

$$\bar{f} = w1f1 + w2f2 ;$$

$$w1 + w2 = 1.0 \therefore w1 = w2 = 0.5 \quad (26)$$

Por tanto, la función objetivo quedaría de la siguiente manera:

$$\bar{f} = 0.5 * (abs(L - W) + abs(M)) \quad (27)$$

Como se puede apreciar en la ecuación 27, la función peso de las dos componentes de la función objetivo son iguales. Para la posición de "Trim" se utiliza la técnica de optimización computacional evaluando la función objetivo, existen diferentes métodos, para el proyecto utilizamos el tipo "heurística", dentro de este género están los métodos de algoritmos genéticos y Nelder-Mead [40] utilizados para el diseño el UAV. El código a cargo de encontrar la mejor configuración se compone de dos etapas. La primera etapa consta de un algoritmo evolutivo utilizado por el código almacenado en la función "FunObj.m" que evalúa, modifica y muta los "individuos" a través del comando "GA" , pre-cargado en el paquete de Matlab. Posteriormente se busca que la función objetivo (\bar{f}) sea mínima, esto para buscar el equilibrio de la aeronave considerando que los cambios están sujetos a las variaciones de ángulo de ataque del estabilizador horizontal, del ala y la posición longitudinal. La primera etapa sirve como una forma de "búsqueda exhaustiva", a continuación, en la segunda etapa se hace una búsqueda del mínimo, solo alrededor del punto de equilibrio encontrado por el algoritmo genético que se hace en la etapa uno, en esta segunda etapa se utiliza el comando "fminsearch" pre-cargado en Matlab.

Para realizar la búsqueda “fina”, este comando también se encuentra asignado dentro del código de la función "FunObj.m", la cual esta enlazada con la función "AutomaticoX.m", que hace la modificación en las funciones de la geometría mencionadas anteriormente. La "FunObj.m" es controlada por el código central “Master.m”. Este proceso se muestra en la Fig. 41

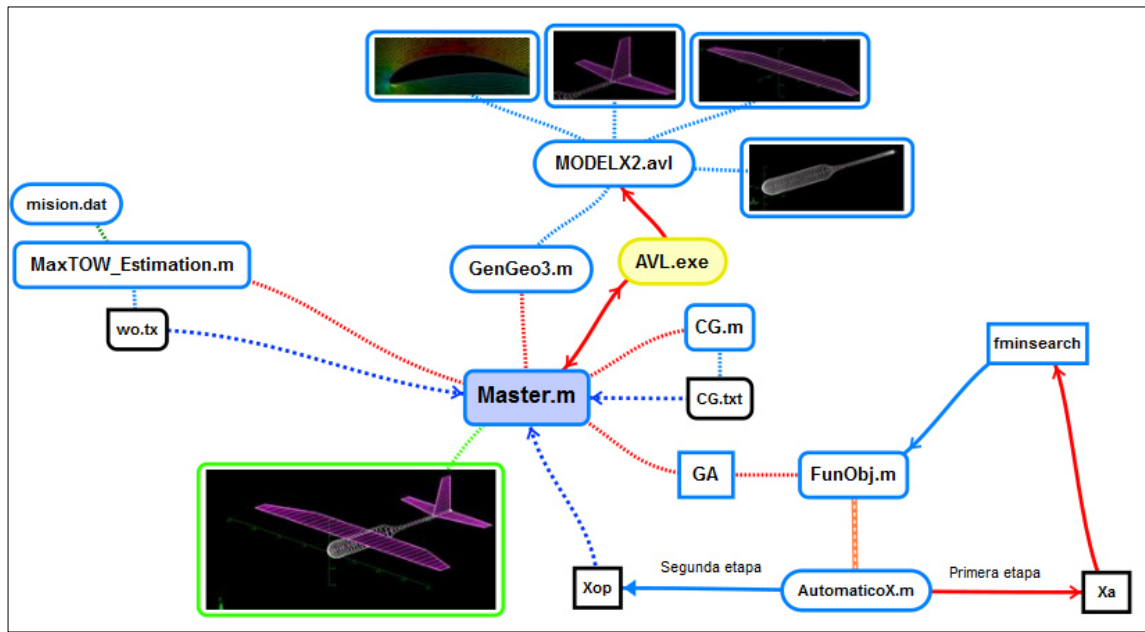


Figura 41.- Esquema de funcionamiento de código central Master.m más función objetivo.

Para evaluar la función objetivo se muestra en la ecuación (27), se obtienen los valores de levantamiento y el momento de cabeceo de la aeronave, los cuales corresponden a las ecuaciones (22 a 25). Esto se hace ejecutando el programa AVL, que se manda llamar desde dentro de la función "AutomaticoX.m" con el código: `avl.exe <entrada.txt> out.txt`, que es responsable de tomar un archivo de cada una de las corridas, para cada ángulo de ataque y por ende automatizar el análisis, gracias al archivo "input.txt", que ayuda a realizar una mayor cantidad de análisis con una menor inversión de tiempo. Un ejemplo de análisis es el mostrado en la figura 42. Tras el análisis, los datos obtenidos se guardan en el archivo "out.txt", que a su vez proporciona los datos a la función "FunObj.m", que en última instancia determina el valor de la función objetivo.

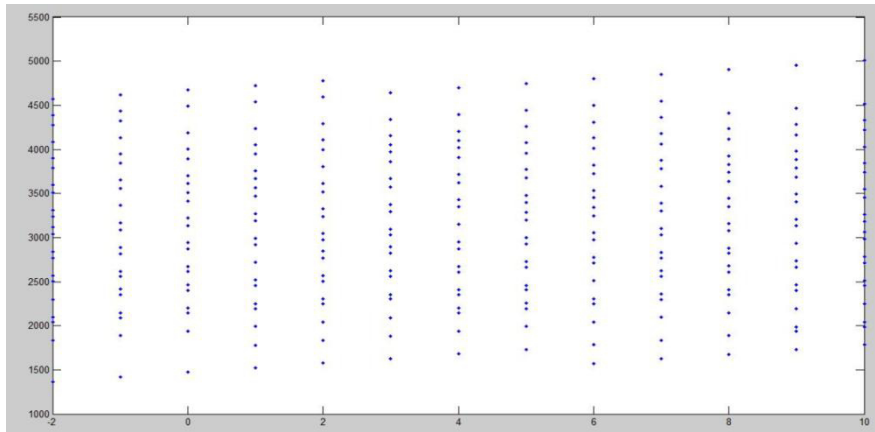


Figura 41.1.- Analisis de levantamiento a diversos ángulos de ataque

Este proceso se realiza las veces necesarias hasta satisfacer los requisitos establecidos en la función objetivo del algoritmo genético. Para nuestro análisis, se busca reducir al mínimo el valor de la función. Una vez encontrado el punto más cercano al “optimo” se procede a hacer uso del comando de búsqueda del mínimo con el método de Nelder-Mead, el cual también usa el código de la función "FunObj.m". Una vez que encuentre la mejor configuración, se continúa modificando la geometría para el análisis posterior y así sucesivamente. Cabe mencionar que en la configuración también se modifica la geometría del ala, del estabilizador, el tipo de configuración de cola y la posición con respecto a GC como se muestra. El volumen del estabilizador horizontal se modifica en el código con respecto, a las evaluación de la función objetivo (Ec. 27) Ejemplo Figura 42.

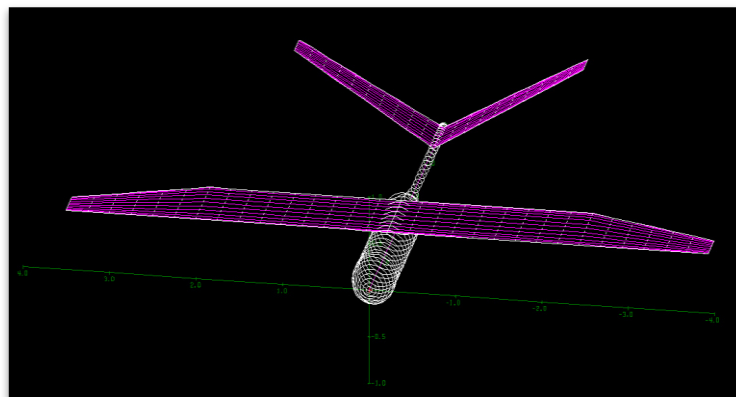


Figura 42.- UAV con V tail.

6. COEFICIENTE DE VOLUMEN DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL Y VERTICAL

El volumen de los estabilizadores se encuentra contemplado dentro de los códigos realizados en MATLAB para poder modificar en el archivo de geometría el tamaño y/o la configuración de este, el único parámetro fijo es el perfil, que como se mencionó en la sección 1.3, del presente capítulo se utiliza un NACA0012, el propósito del estabilizador es el contrarrestar el momento que genera el ala y proporcionar la dirección a la aeronave. Para este volumen se utilizó una primera estimación bajo valores históricos y a partir de datos geométricos de la aeronave, posteriormente se acopla al código de geometría visto en la sección anterior.

ESTABILIZADOR VERTICAL

Generalmente se diseña el estabilizador horizontal para que ejerza una fuerza del 10% de la fuerza producida por el ala. Con las especificaciones del perfil aerodinámico a emplear en el estabilizador podemos determinar las dimensiones geométricas de este. [23] Fig. 43

Max eficiencia NACA0012: 70 L/D \rightarrow 6 $^{\circ}$ \rightarrow 0.6

$$S = \frac{2L}{\rho V^2 C_l} = \frac{2 * 0.1 * 2914.57 \text{ N}}{0.90996 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} * \left(22.222 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)^2 * 0.71} = 1.82 \text{ m}^2$$

ENVERGADURA

$$b = \sqrt{AR * S} = \sqrt{7 * 1.82 \text{ m}^2} = 3.57 \text{ m}$$

CUERDA DE RAIZ Y CAUERDA DE PUNTA

$$2 * \frac{S}{b} = (C_R + C_T)$$
$$C_R + C_T = 1.01 \text{ m} \dots 1$$

$$\frac{C_T}{C_R} = \lambda$$

$$C_T = \lambda * C_R$$
$$C_T = 0.5 C_R \dots 2$$

Sustituyendo 2 en 1

$$C_R + 0.5C_R = 0.958m$$

$$1.5C_R = 1.01 m$$

$$C_R = 0.67 m$$

$$C_T = 0.33 m$$

Nota: La distancia entre ala- centro aerodinámico del estabilizador horizontal se representa con \bar{X}_{ACH}

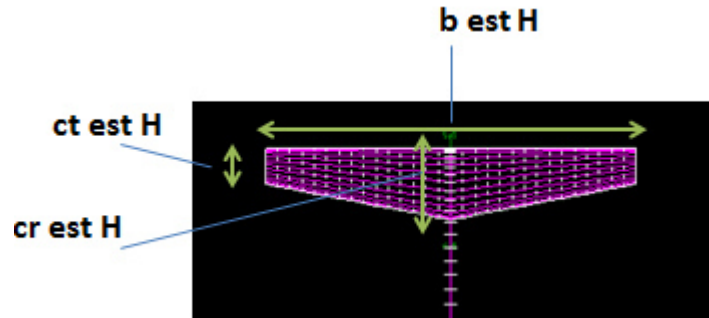


Figura 43 Bosquejo del estabilizador horizontal

La configuración preliminar utilizando lo calculado en el punto anterior se muestra en la figura 44.

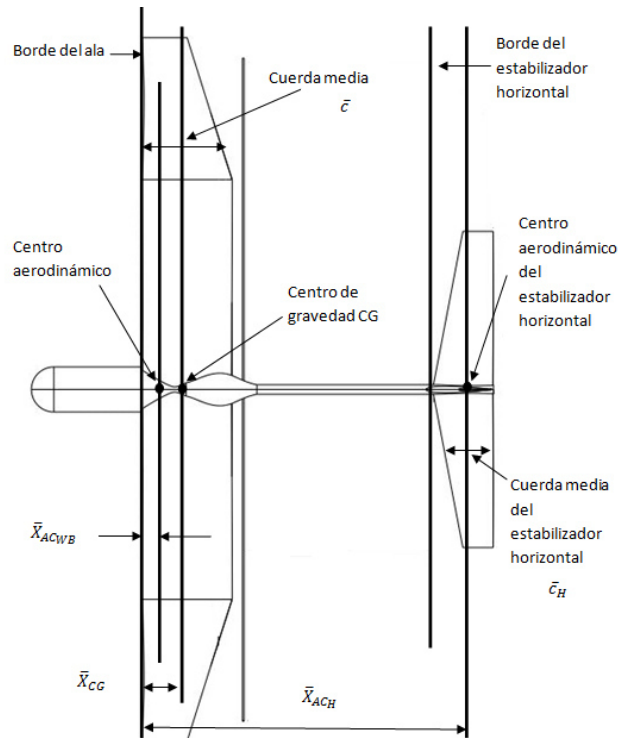


Figura 44 Parámetros geométricos para el modelo de momento de cabeceo

ESTABILIZADOR VERTICAL

Una primera estimación para la determinación de las dimensiones del estabilizador vertical se puede determinar mediante un estudio de datos históricos, teniendo una distribución similar a la mostrada en la figura 45, con valores

de $C_{HT} = 0.5$, $C_{VT} = 0.04$ para aeronaves de agricultura según [11], cabe mencionar que la forma mostrada en la Fig. 46 variara conforme a la manipulación del código y la variación de medidas comandadas por la función objetivo.

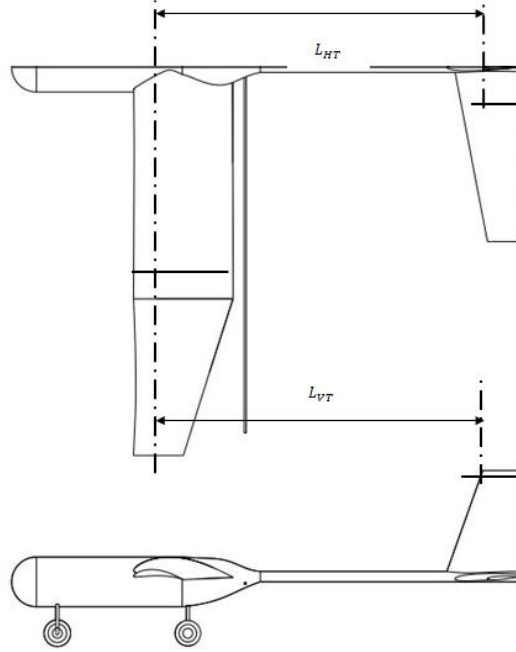


Figura 45 Método para dimensionalización del empenaje
AREA PARA EL ESTABILIZADOR VERTICAL

$$S_{VT} = \frac{C_{VT} b_w S_w}{L_{VT}} = \frac{0.04 * 7.4344 \text{ m} * 6.379668 \text{ m}^2}{3.34 \text{ m}} = 0.568 \text{ m}^2 \dots (28)$$

ENVERGADURA

$$b = \sqrt{AR * S} = \sqrt{2 * 0.568 \text{ m}^2} = 1.0658 \text{ m}$$

CUERDA DE RAIZ Y CAUERDA DE PUNTA

$$2 * \frac{S}{b} = (C_R + C_T)$$

$$C_R + C_T = 1.0658 \text{ m} \dots 1$$

$$\frac{C_T}{C_R} = \lambda$$

$$C_T = \lambda * C_R$$

$$C_T = 0.5 C_R \dots 2$$

Sustituyendo 2 en 1

$$C_R + 0.5C_R = 1.0658 \text{ m}$$

$$1.5C_R = 1.0658 \text{ m}$$

$$C_R = 0.71053 \text{ m}$$

$$C_T = 0.3552 \text{ m}$$

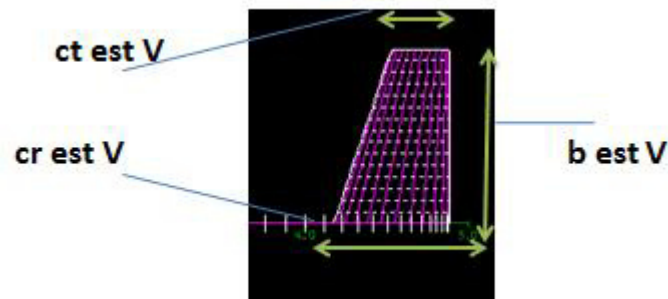


Figura 46 Bosquejo del estabilizador vertical

El siguiente diagrama del proceso se modifica agregando a la geometría del estabilizador horizontal-vertical las tres diferentes configuraciones que este puede tomar, *V*, *T* y *T invertida*. Fig 47.

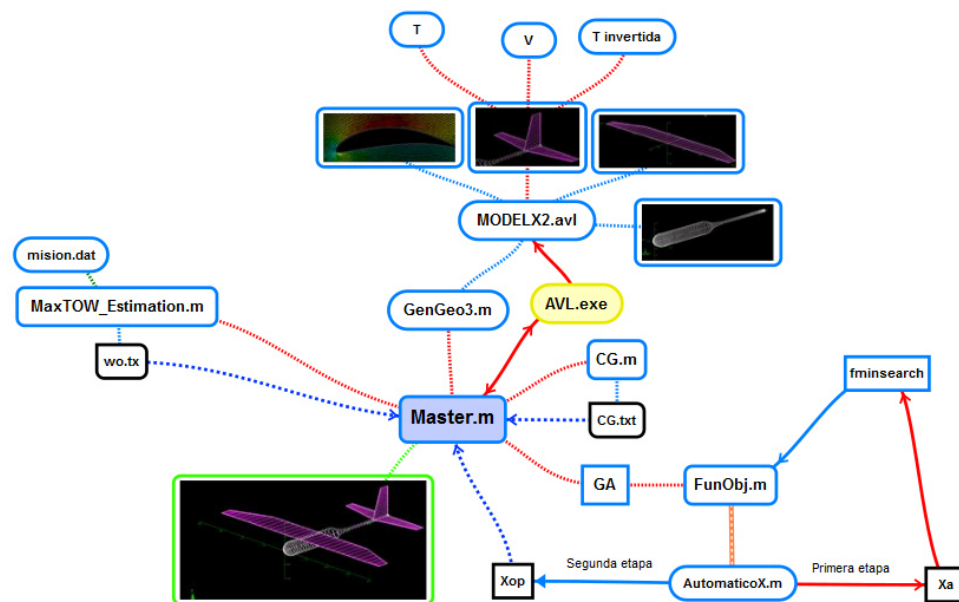


Figura 47 Esquema de funcionamiento de código central Master.m y función empenaje

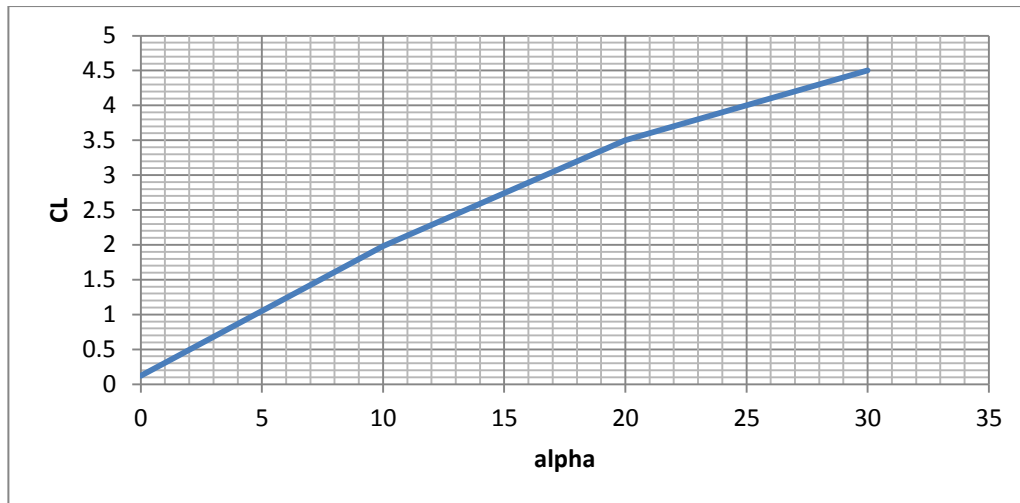
CAPÍTULO 4

DESEMPEÑO

El comportamiento de la geometría que se encuentra en la sección anterior es fundamental para el diseño de la aeronave, por dicha razón se deben obtener los valores de rendimiento, que indican si el modelo es adecuado o no para las necesidades de la misión. La literatura define como valores esenciales [34] los que se muestran en la Figura 11, el coeficiente Máximo de elevación (CL_{max}), la eficiencia aerodinámica (L / D), radio de empuje, (T / W) y la carga alar (W / S). Para encontrar estos valores, es necesario conocer algunos parámetros importantes como CL_{max} y el ángulo de la misma, la velocidad de pérdida (V_{stal}), la potencia requerida etc. Estos valores se calcularán en base a los resultados del análisis del capítulo anterior, que se almacenan en el archivo "out.txt". Para poder hacer un análisis de desempeño, es necesario tomar los valores obtenidos en el análisis aerodinámico del capítulo anterior.

1. COEFICIENTE DE SUSTENTACIÓN MÁXIMO (CL_{max})

El primer paso en el cálculo de las prestaciones, es encontrar el punto culminante de la aeronave, el cual dependerá de la mínima velocidad, por lo que es necesario encontrar el valor de coeficiente máximo de levantamiento. El programa de AVL no puede encontrar un CL_{max} directamente, debido a que los valores de CL tienden a crecer conforme aumenta el ángulo de ataque (Gráfico 28), si se corriera llegaría a un alfa de 90° donde divergiría. En el gráfico 28 se puede apreciar un comportamiento "casi" lineal, que incrementa gradualmente, a diferencia de otros análisis, donde se aprecia un máximo y después una caída del valor de CL . Por esta razón, se optó por realzar el método de Anderson, para encontrar el valor de CL_{max} el cual será usado posteriormente en cálculos de parámetros de desempeño.



Grafica 28 Alpha vs CL aeronave (Ejemplo).- AVL

El programa AVL utiliza coeficientes locales de cada estación de las superficies para calcular el coeficiente de levantamiento total del modelo, para esto utiliza un conjunto de todos los valores de las estaciones. Estos valores fueron compilados en el archivo de salida "out.txt" , en la figura 48 que muestra los resultados de uno de los análisis realizado en AVL, donde se puede ver que cada estación tiene un coeficiente de elevación, resistencia y momento.

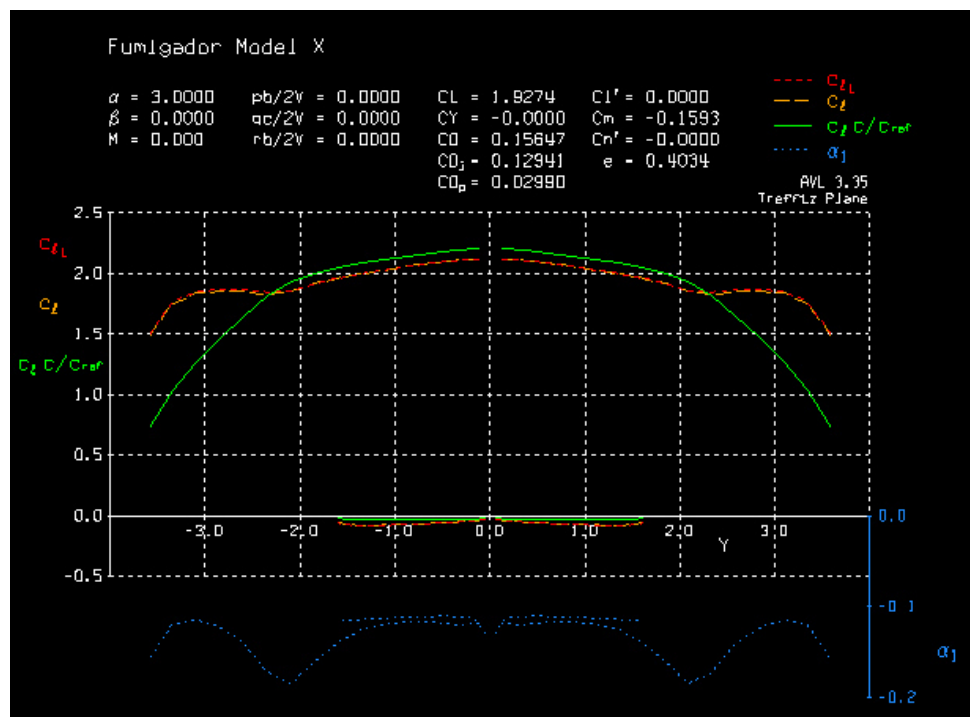


Figura 48.-Distribucion de coeficientes locales.

Para efectos de análisis solo se utilizarán los valores del coeficiente de sustentación, para determinar el coeficiente máximo local se debe comparar

cada uno de los valores de las estaciones. Posteriormente se compara el valor máximo de las estaciones con el máximo CL del perfil aerodinámico utilizado en el ala (FXCL5- 140). Una vez que se encuentra un valor de estación mayor al CLmax del perfil se define que este es el valor máximo de la aeronave y a su vez se almacena el ángulo que es considerado el ángulo de CL máximo de la aeronave. Para realizar lo anterior, se diseñó la función "Vstall.m" que es capaz de leer el archivo "out.txt" determinar el coeficiente máximo local de la aeronave y almacena los valores de CL locales, alfa y posición en la cadena principal del vector. Una vez determinados los valores se almacenan en el archivo "alpha_CLmax.txt", esta función de Vstall es comandada por el programa central "Master.m" del programa. Figura 49. Esta etapa del análisis hace uso de las salidas y entradas de AVL, como lo son el input.txt, que es el ingreso de los ángulos de ataque a analizar y los comandos para análisis de fuerzas por estación, estos resultados después de ser procesados por AVL se almacenan en out.txt, El archivo inputx3.txt solo ejecuta un ángulo por corrida y el valor variable cambia por cada corrida, este resultado se guarda en outx3.txt

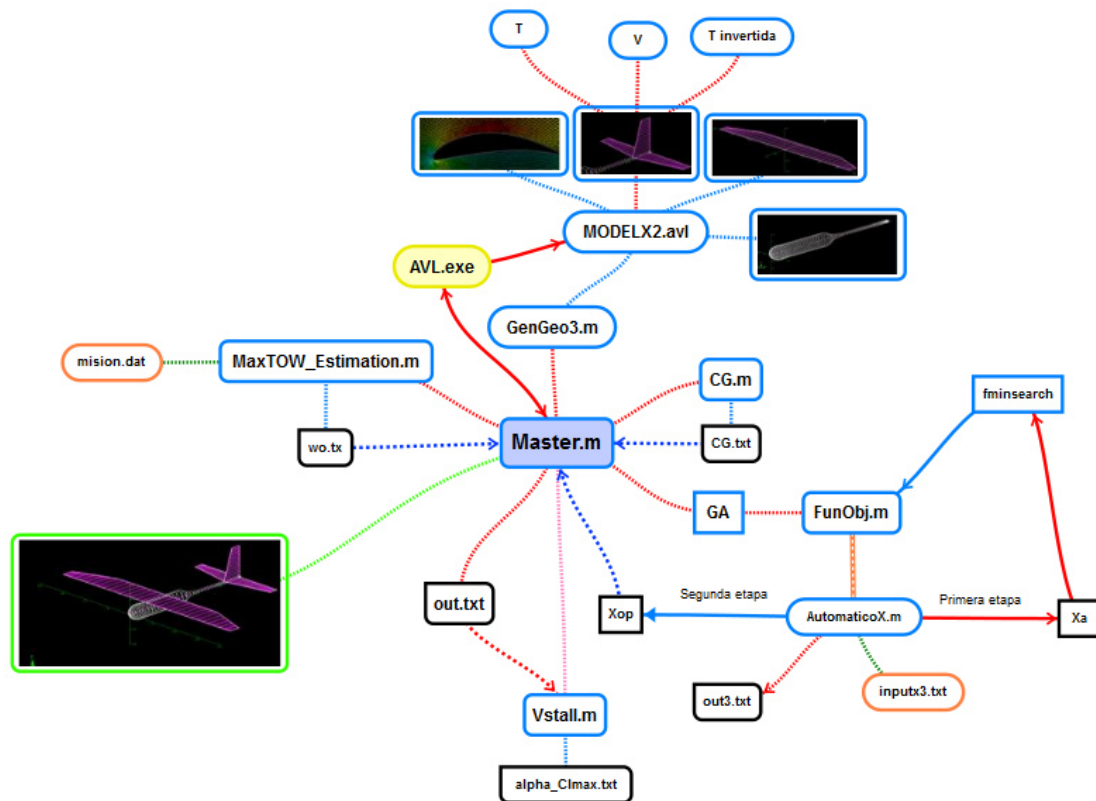


Figura 49 Esquema de funcionamiento de código central Master.m más CLmax

2. VELOCIDAD DE PERDIDA (Vstall)

Con el ángulo de ataque del coeficiente de sustentación local, almacenada en el archivo "alpha_Clmax.txt" .Se puede determinar el coeficiente máximo que se busca en el archivo "out.txt" para este ángulo alfa indicado. La Vstall se puede calcular utilizando la Ecuación 29.

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2 * W}{\rho * S * CL_{max}}} \quad (29)$$

La velocidad de pérdida también servirá para la delimitación de la curva de potencia, el cálculo de la pista requerida para el aterrizaje y despegue maniobras etc. El proceso de cálculo de la ecuación 29 se encuentra en la función "Vstal.m" de la figura 49.

3.- POLAR DE LA AERONAVE

3.1 ¿Qué es?

La polar es la relación entre el levantamiento de un avión y su arrastre, expresada en términos de la dependencia del coeficiente de sustentación con respecto al coeficiente de arrastre. Puede ser descrita por una ecuación o representada en grafica denominada polar [15]. Las propiedades aerodinámicas significativas del ala de los aviones son resumidas por dos magnitudes adimensionales, el coeficiente de sustentación y el coeficiente de resistencia (CL y CD). Aunque también son importantes las variaciones en el ángulo de ataque α , el número Reynolds Re y el número Mach M. El arrastre polar de una aeronave contiene casi toda la información requerida para analizar su rendimiento y por lo tanto para comenzar un diseño. [25]

3.2 Métodos

Para el cálculo de sustentación y arrastre el AVL considera la interferencia entre elementos de la aeronave, como se muestra en la Figura 50. El aumento de los valores depende de la altitud de vuelo, la superficie del ala y el coeficiente de elevación, así como la velocidad de vuelo. AVL es un método CFD, como cualquier método de cálculo. Como todo software AVL es limitado en sus alcances, lo cual debería tenerse en cuenta en cualquier aplicación dada. Este programa usa un modelo de vórtice en cuadrícula que es el más adecuado en configuraciones aerodinámicas que consisten principalmente en superficies de sustentación delgadas, como es el caso del UAV diseñado, también se puede

utilizar este método, debido a que arroja buenos resultados en pequeños ángulos de ataque y pequeños valores de deslizamiento lateral. Las superficies y el flujo están representados como hojas de arrastre, como vórtices de una sola capa de filamentos, cuyas líneas traseras se supone que son paralelas al eje x. Figura 48

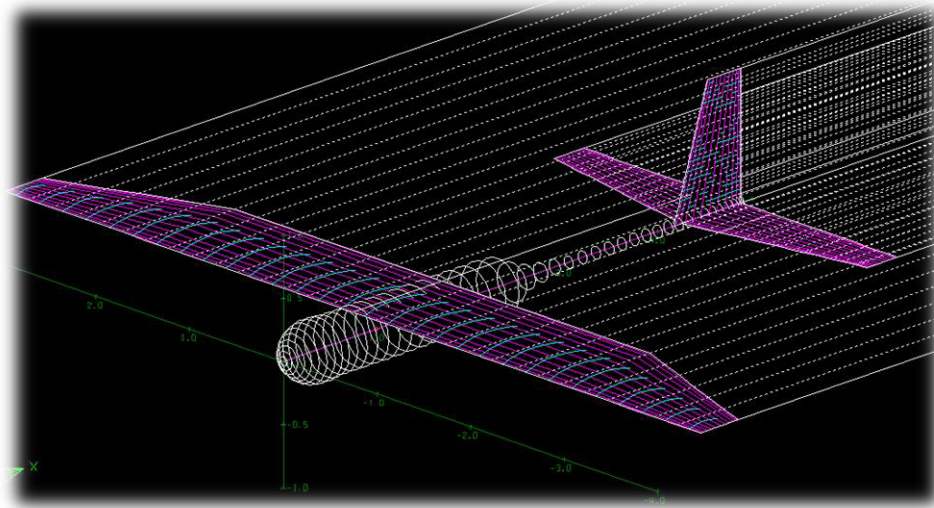


Figura 50 Líneas de flujo, AVL

AVL también proporciona la capacidad de modelado cuerpos delgados como fuselajes y góndolas, a través de filamentos en el origen. Las predicciones de la fuerza y el momento resultante son consistentes con la teoría cuerpo delgado, pero la experiencia con este modelo es relativamente limitado, y por lo tanto el modelado de los cuerpos debe hacerse con precaución.

Si se espera que un cuerpo tenga poca influencia en las cargas aerodinámicas, es más fácil separarlo del modelo. Sin embargo, las dos semi alas deben estar conectadas por una porción con el fuselaje así el fluido en estado estacionario será casi constante, lo que significa que la emisión de vórtices inestables será menor. El límite de baja frecuencia, provoca que cualquier movimiento oscilatorio sea suficientemente lento para que el período de oscilación sea mucho más largo que el tiempo que tarda. Por otra parte, las tasas de balance, cabeceo y guiñada utilizados en los cálculos deben ser lo suficientemente lentos para que los ángulos de flujo resultantes sean relativamente pequeños.

Esto se puede juzgar por la velocidad de rotación y los parámetros de dimensión, incluidos en los límites prácticos. [25]. Con los valores obtenidos de la ejecución del programa AVL, que se encuentran almacenados en el archivo de salida "out.txt" se obtiene el grafico de la figura 51, en la que se muestra la polar de la aeronave, esta curva servirá para obtener la función del coeficiente

de resistencia, que posteriormente se realizará utiliza para calcular la curva de potencia requerida.

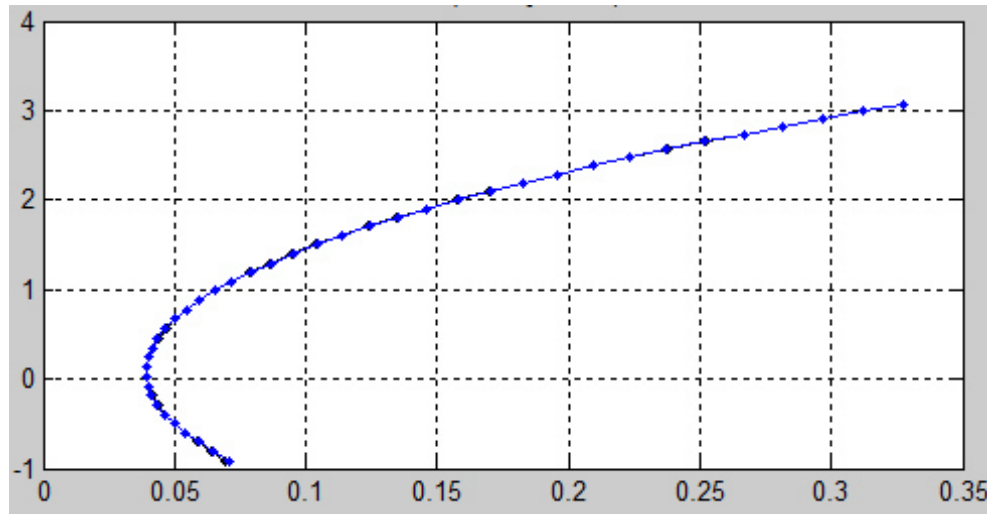


Figura 51 Polar del UAV-AVL

Para los cálculos se obtuvieron también el Gráfico 1 y 2 **Anexo A** se muestra en el Apéndice. Tales gráficos están ligados con el coeficiente, coeficiente de arrastre y el coeficiente de momento para cada uno de los ángulos de ataque bien analizados.

La Figura 51 muestra una curva de ajuste (color negro) que se aproxima a la original (azul) para encontrar la función del CD, esta función se requiere para obtener el valor de la CDO de la aeronave. La curva se ajustó mediante un método matemático, con la función de MATLAB "fit" con la que se encontraron las constantes K1 y K2, con la ayuda de este método de ajuste polinómico, la función ajustada se muestra en la ecuación 30. Esta ecuación será utilizada para el cálculo de la curva de potencia requerida. Así como los valores de L / D.

$$CD = CD_0 + K_1 * CL + K_2 * CL^2 \quad (30)$$

Este proceso de graficado y ajuste se realiza dentro de la función "Potency.m" que arroja como resultado el archivo "Potencia.txt" y es alimentada por los archivos wo.txt y alpha_Clmax.txt. Figura 52.

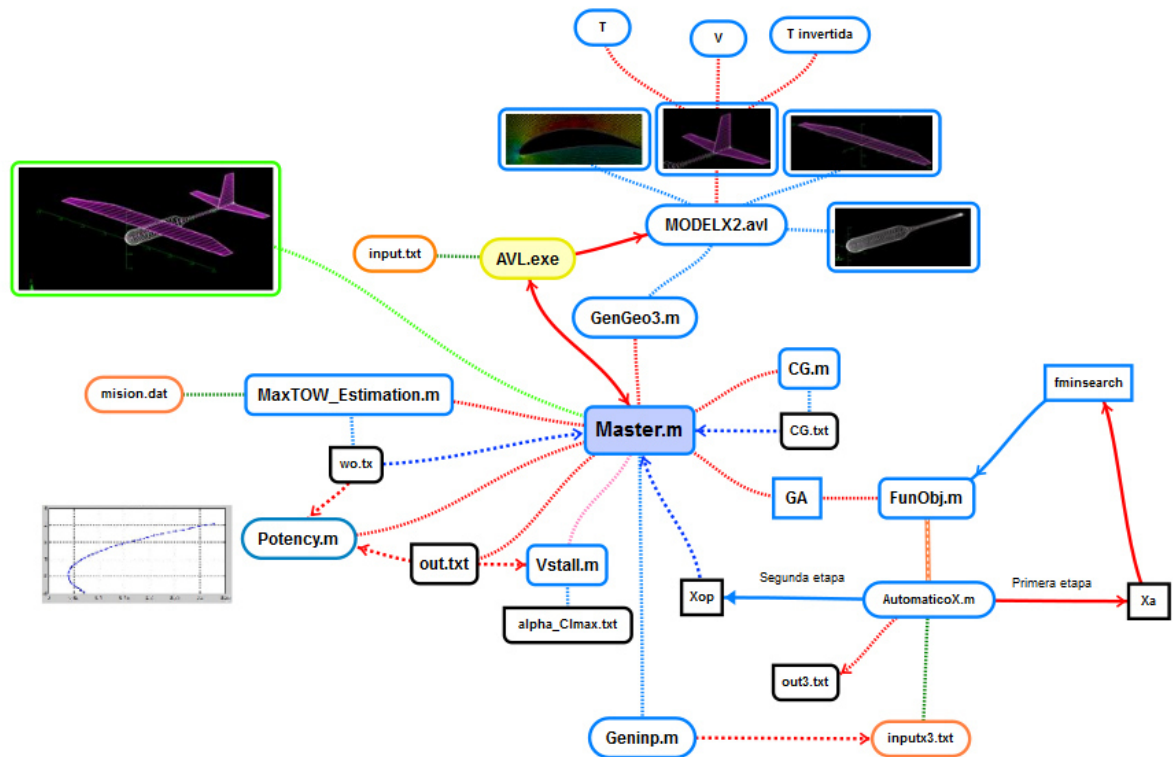


Figura 52 Esquema de funcionamiento de código central Master.m más polar.

4.- POTENCIA REQUERIDA

La curva de potencia requerida es esencial para el cálculo del desempeño de la aeronave, así como de los límites de vuelo. La potencia requerida se calculó por la ecuación 30 que se obtuvo mediante el ajuste de la curva de la Figura 53. El programa calcula para cada una de las velocidades manejadas en un rango, para cada coeficiente de arrastre.

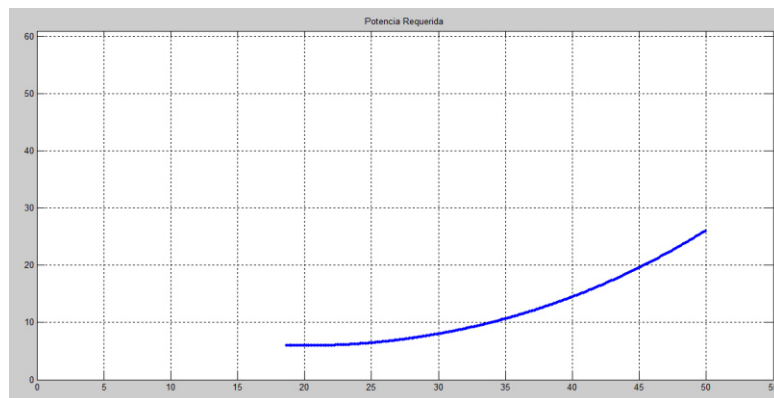


Figura 53 Curva de potencia requerida del UAV-AVL

El Gráfico de la figura 51 muestra la curva de potencia requerida obtenido en el programa, este gráfico tiene un límite inferior al valor de la velocidad mínima y un punto máximo con la velocidad máxima teórica. En el apéndice se muestra la gráfica completa obtenida **Gráfico 3 Apéndice A**.

La curva muestra que es necesaria una potencia de 25 HP como mínima, en los parámetros que fueron considerados para efectos de cálculo se ha utilizado un motor Polini Thor 190, el cual cumple con las necesidades con 30HP [13]. El motor se muestra en el apéndice en la figura **1 Apéndice A**. El cálculo del radio se realizó con los valores de peso de la aeronave, la velocidad y potencia. La potencia es calculada mediante la función potency.m, con el uso de los archivos mencionados anteriormente. El resultado se almacena en el archivo potencia.txt y se muestra la gráfica correspondiente. Figura 54.

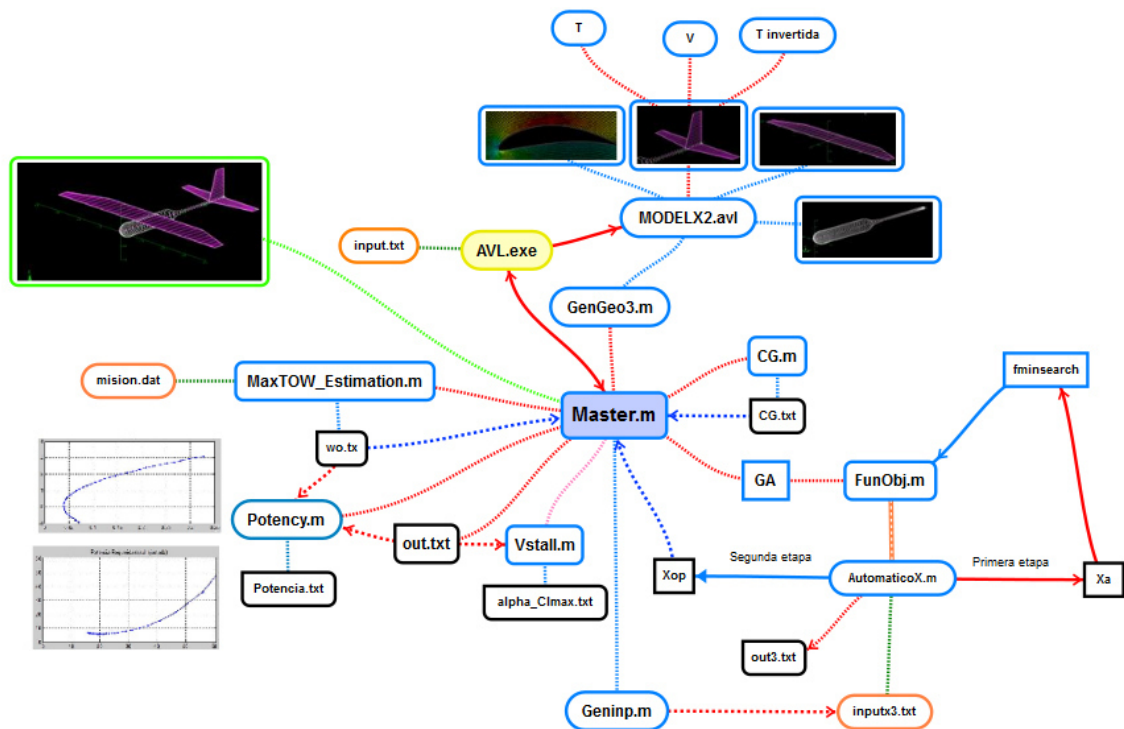


Figura 54 Esquema de funcionamiento de código central Master.m más potencia.

5. CARGA ALAR.

El parámetro de carga en el ala de una aeronave es el peso de la misma dividida por el área, para los propósitos de nuestra UAV se consideran los valores obtenidos en la geometría final, este parámetro es muy importante porque afecta directamente a diversos aspectos del comportamiento aerodinámico de la aeronave, tales como el peso máximo al despegue, la velocidad de ascenso, el radio de giro, etc. Este valor se expresa con la ecuación 31 [23]. La representación gráfica del efecto de la carga del ala mostrada en la figura 55. La carga alar se calcula dentro de la función “LPista.m”, que toma valores de “Potencia.txt”, “Wo.txt”

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} * \rho * V_{stall}^2 * CL_{max} \quad (31)$$

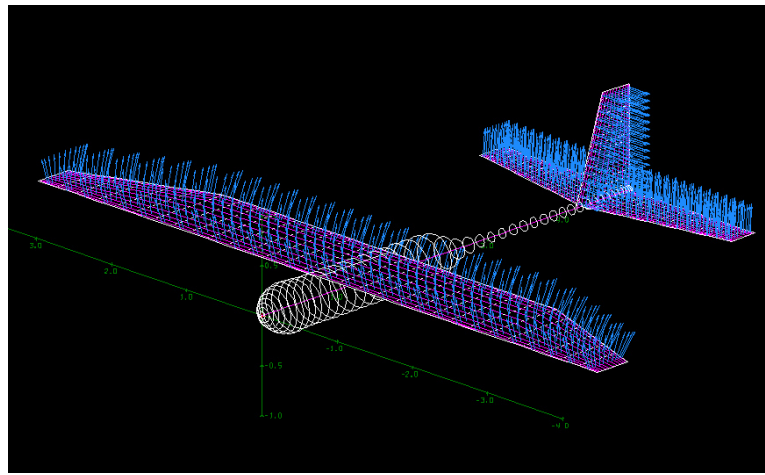


Figura 55 Distribución de cargas-AVL.

6. LONGITUD DE PISTA

Para realizar el cálculo de la longitud de pista, se utilizaron valores que fueron encontrados con anterioridad, recordemos que como se mencionó en la hipótesis, esperamos tener un UAV que sea capaz de despegar en 150m de pista. Para los cálculos se hizo referencia al autor Raymer. [34]. Las ecuaciones que se muestran a continuación fueron las requeridas para el desarrollo de los cálculos de la longitud de pista bajo las condiciones que resultaron del “mejor” modelo.

$$X_{pista} = \frac{\eta * P * 550}{V_{xo}} \quad ..(32)$$

η . –eficiencia helice
 P – potencia del motor

V_{xo} – velocidad de despegue
 $V_{xo} = 0.7V_{Lo}$

$$Xg = \left(\frac{1.21 * \frac{W}{S}}{\rho * g * CLmax * \frac{Xpista}{W}} \right) .. (33)$$

$\frac{W}{S}$ – carga alar

ρ – densidad
 g – gravedad

$$R = \frac{6.96 * \left(\frac{VLo}{1.2} \right)^2}{g} \dots (34)$$

$VLo = 1.2V_{stall}$

$$\theta = \arccos \left(1 - \frac{hsc}{R} \right) \dots (35)$$

hsc – altura de pantalla, valor ingresado por usuario.

$$XTR = R * \sin(\theta) \dots (36)$$

$$XTO = Xg + XTR \dots (37)$$

Las ecuaciones anteriores se encuentran dentro de la función “Lpista.m” la cual hace uso de los archivos generados “Wo.txt” y “Potencia.txt”, a su vez arroja un archivo llamado “pista.txt” donde despliega los valores de la carga alar y la longitud de pista necesaria. Si la longitud es mayor a 150m el proceso de cálculo del modelo, a través de “AutomaticoX.m” se repite. Todo lo anterior comando por el programa central “Master.m”. Figura 56.

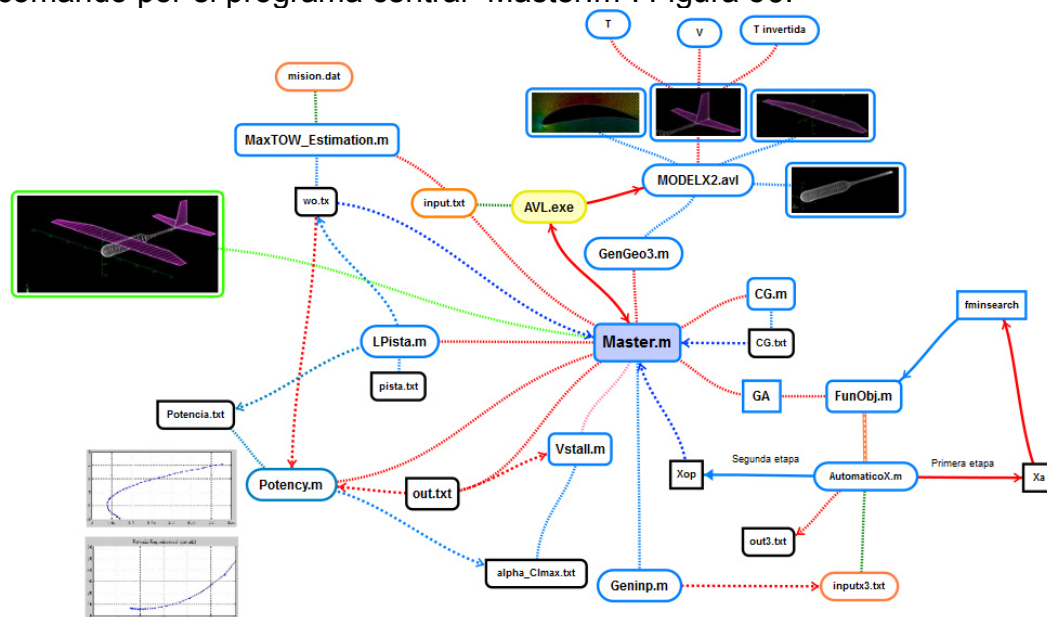


Figura 56 Esquema de funcionamiento de código central Master.m más longitud pista.

7. ¿Optimo?

Una vez calculada la pista de despegue, se verifica si el valor entra en los requisitos de diseño, en caso de que se cumpla esta sería la última evaluación con respecto a las características de desempeño mencionadas en la Figura 11 del Capítulo 2. Si en alguno de los puntos el diseño de la aeronave no cumple con las características deseadas, el programa automáticamente retorna a hacer un nuevo cálculo. Para evitar que el programa se torne infinito se agregaron parámetros máximos de iteraciones y parámetros mínimos de error.

En la figura 57, se muestra el modelo completo del análisis y diseño de la aeronave, el cual muestra las funciones, constantes, variables, programas, procesos y graficas implicados en la elaboración virtual del UAV. Como se puede apreciar, el programa central interactúa con cada uno de los procesos y determina si el modelo cumple con los parámetros requeridos o no. Así mismo este programa es ajustable a un perfil de misión, un modelo inicial y una infinidad de bloques de análisis que pueden ser agregados.

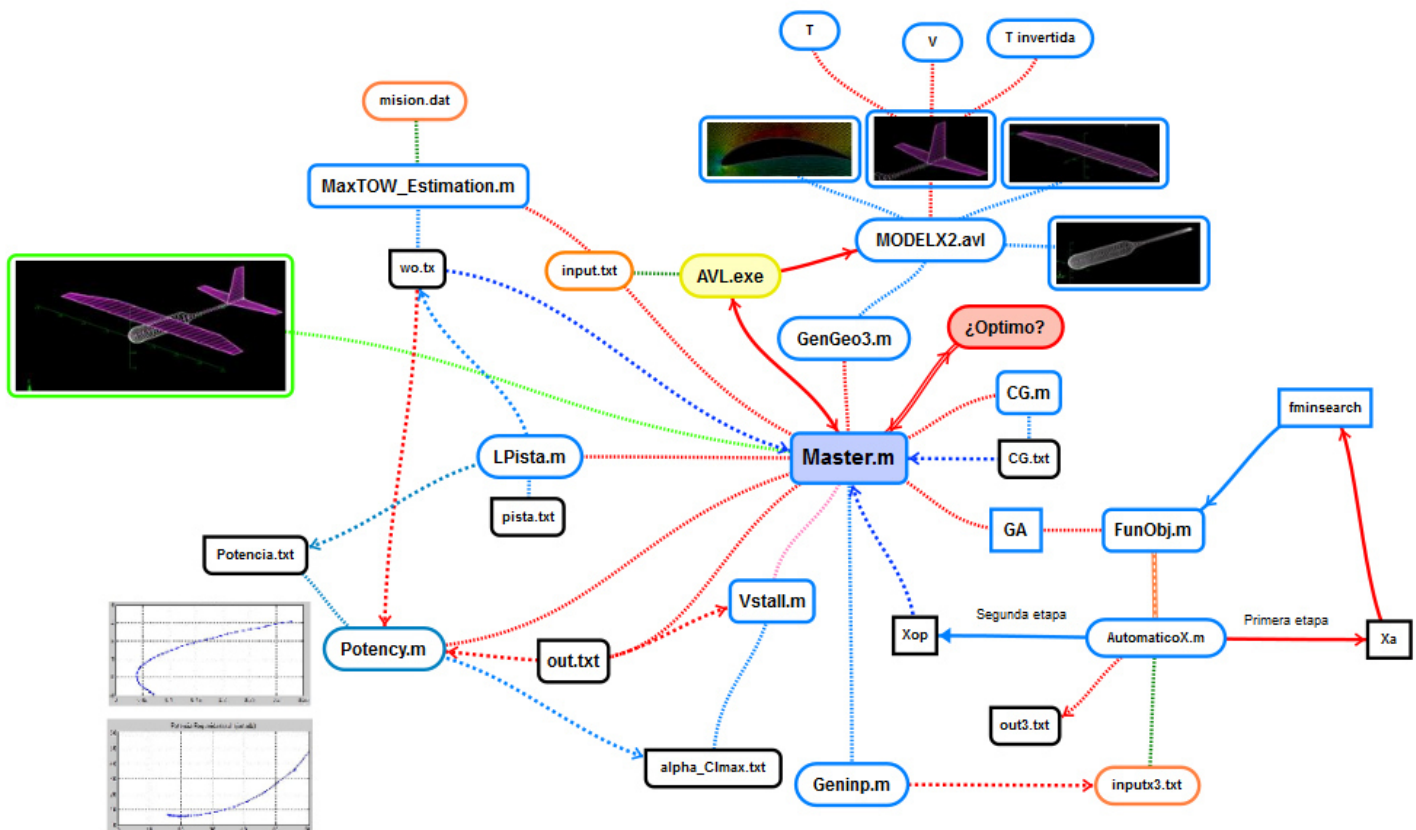


Figura 57 Esquema de funcionamiento de código central Master.m General.

CAPÍTULO 5

RESULTADOS

En la presente TESIS se obtuvo como resultado el diseño aerodinámico de una aeronave no tripulada, las dimensiones del fuselaje dependían directamente del tamaño del tanque de pesticida, por tanto se hizo una optimización del contenedor del pesticida, obteniendo como resultado las medidas presentadas en el Capítulo 1, con lo cual se tendrá un gasto mínimo de material y esto contribuirá en la disminución del peso, así mismo se reflejara en el tiempo de vuelo pues al tener una menor carga de peso nuestro tiempo de vuelo incrementará debido a que es inversamente proporcional al peso. El UAV diseñado, tendrá un peso total aproximado de 2914.55N capaz de levantar una carga de peso de 981N (200lt), el fuselaje además puede llevar 196.2N de combustible. Y podrá realizar fumigaciones a una altitud máxima de 3000 metros sobre el nivel del mar, volando a una velocidad de 22.22m/s . Para la elección de perfil en las del capítulo 2 se optó por utilizar el perfil FX74CL 5 que muestra una polar bastante prometedora, considerando que mantiene valores arriba de $CL = 1.56$ con resistencias que incrementan en el orden de $.01$, lo cual fue fundamental para la elección de este perfil como el adecuado para el ala de la aeronave, Para la elección del perfil NACA0012, solo se consideró como una buena opción debido a que al tener una geometría simétrica podía manipularse fácilmente el ángulo de los estabilizadores para la compensación de los momentos en las distintas maniobras.

El ala, es el elemento más importante del UAV, pues gracias a ella la aeronave puede volar, esta se eligió con base a las gráficas obtenidas del comportamiento aerodinámico, el ala 1 tiene una polar con valores de levantamiento que alcanzan altos números, pero los valores de la resistencia son muy altos, además la eficiencia de esta geometría necesita grandes ángulo de ataque, lo cual provocaría riesgos entrar en ángulos de desplome. Por esta razón no fue elegida esta ala, En el ala 3 aún que tenemos un levantamiento máximo no muy grande, sabemos que este cumple con el levantamiento necesario para el UAV, por dicha razón fue seleccionada esta geometría, además el rango de eficiencia es mayor que en las otras dos geometrías. El fuselaje es el adecuado y el más ligero de todas las propuestas, este fuselaje muestra un desempeño aerodinámico razonable, al situarse en la media de los diferentes fuselajes sometidos a dicha prueba. El ala se localizará a una distancia de 0.8816m de la punta. La selección del empenaje dio como resultado una configuración convencional. La velocidad de pérdida obtenida fue más baja que la velocidad de vuelo, mientras que la velocidad de pérdida en

Página 108

Figura 58.- Planos Generados.

CONCLUSIONES

En este trabajo se utilizó una metodología sencilla, clara y útil para obtener un modelo aerodinámico, se obtuvo como resultado un avión no tripulado que sus características de diseño permite fumigar los campos de cultivo, la aeronave que hemos obtenido es simple, con el depósito en forma de fuselaje (que se optimizó), con una configuración de ala en forma de trapecio, la cual tiene un estrechamiento en el borde de salida, el perfil aerodinámico que utilizamos tiene gran elevación y es de bajo número de Reynolds, lo que permite que sea un buen carguero y que tenga baja resistencia, este perfil es de la serie FX. La configuración de la aeronave tiene un tren de aterrizaje triciclo con la rueda delantera y un empenaje convencional, el perfil de los estabilizadores (verticales y horizontales) es simétrica y serie NACA. La estructura del UAV será monocasco y materiales compuestos. En este trabajo se presenta sólo una parte del diseño, llegamos a la conclusión de que es necesario acoplar el futuro trabajo en el análisis dinámico de la estabilidad derivados de la aeronave y hacer una retroalimentación al diseño para mejorar el rendimiento, también llega se debería aumentar el número de análisis variando algunas cosas como barrido del ala, el diedro del ala en el eje transversal, la deformación geométrica etc. Los valores de eficiencia aerodinámica y la potencia requerida que se aprecia en la curva indican que la aeronave puede ser construida. La longitud de la pista es corta, lo cual indica que es un modelo versátil para rociar los cultivos y puede despegar desde una zona cercana a la zona de fumigación. Esta aeronave puede cargar 200 lt de fumigante y despegar en 150m de pista. En la figura 54 podemos apreciar los planos generados posteriormente a las corridas en Matlab, se puede mencionar que los cálculos fueron realizados tras un trabajo de 16 horas continuas de iteraciones. En el apéndice A, la figura 3 y 4, muestran una idea 3D de como se vería el UAV en caso de ser fabricado, lo cual quedara abierto como invitación a futuras generaciones. La hipótesis planteada en esta TESIS fue alcanzada. Podemos concluir que es necesario el aporte de mayores herramientas de análisis y fichas bibliográficas para poder hacer trabajos con mayor calidad de contenido.

APÉNDICE A

FIGURAS COMPLEMENTARIAS



Esquematico 1.- PRODUCTIVIDAD AGRICOLA-FRUTALES 2000[1]

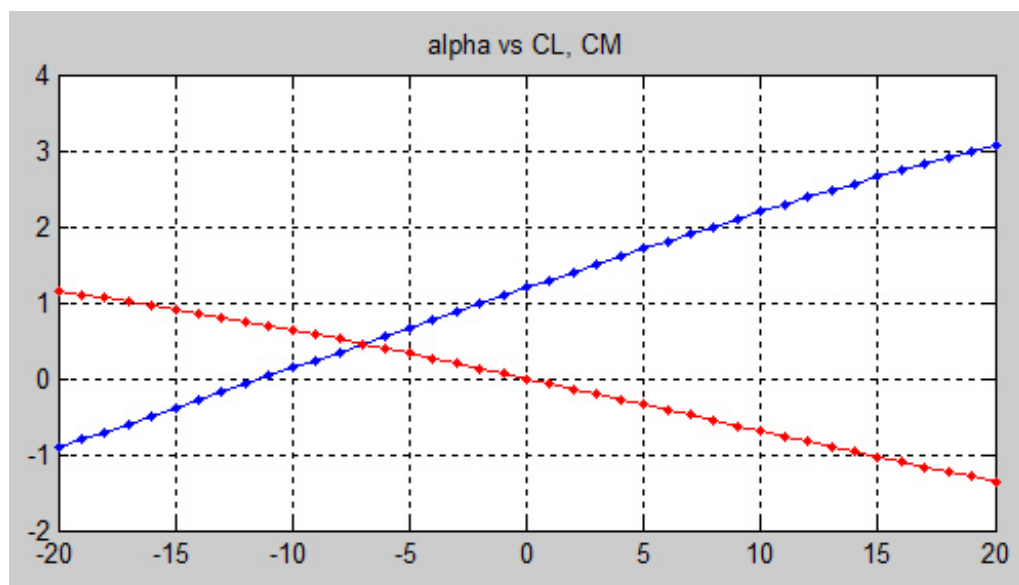


Grafico 1. - CL, CM vs α

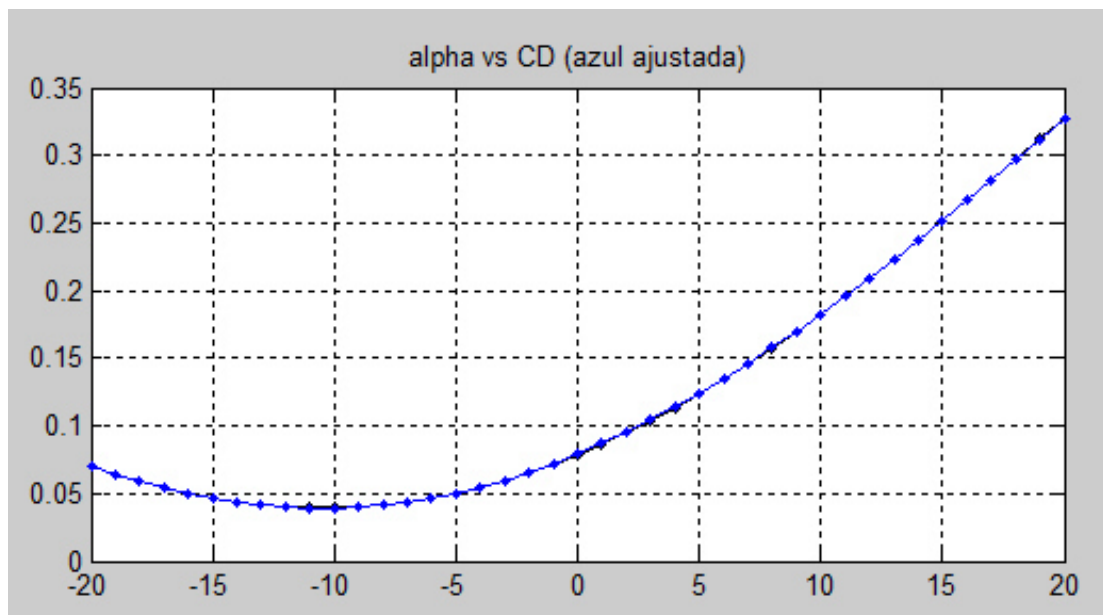


Grafico 2. - CD vs α

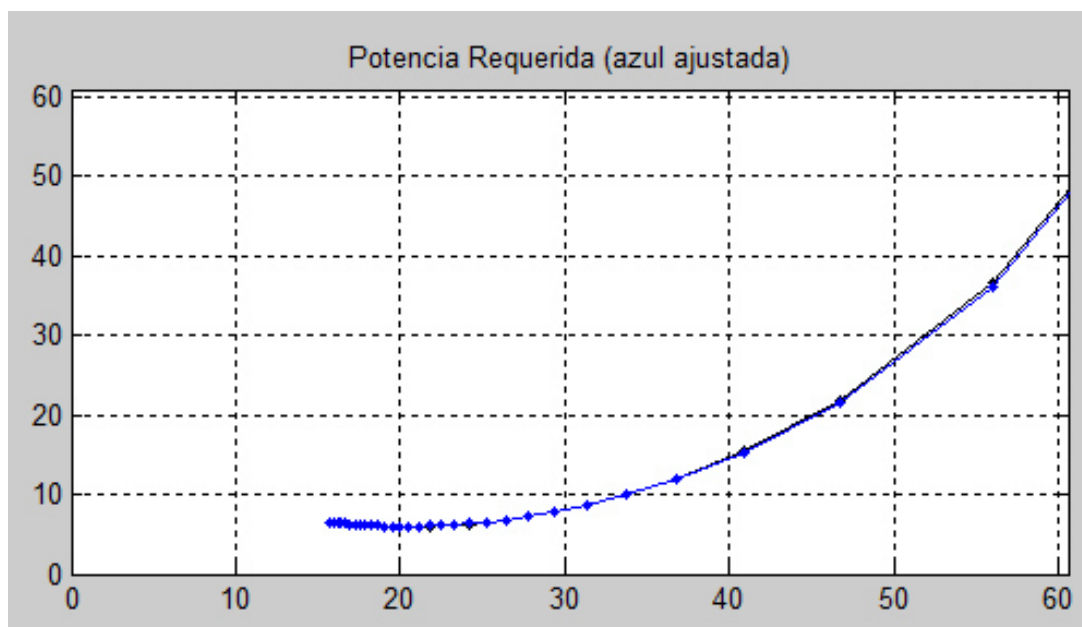


Grafico 3.- Potencia Requerida



Figura 1.-Motor Polini [13]

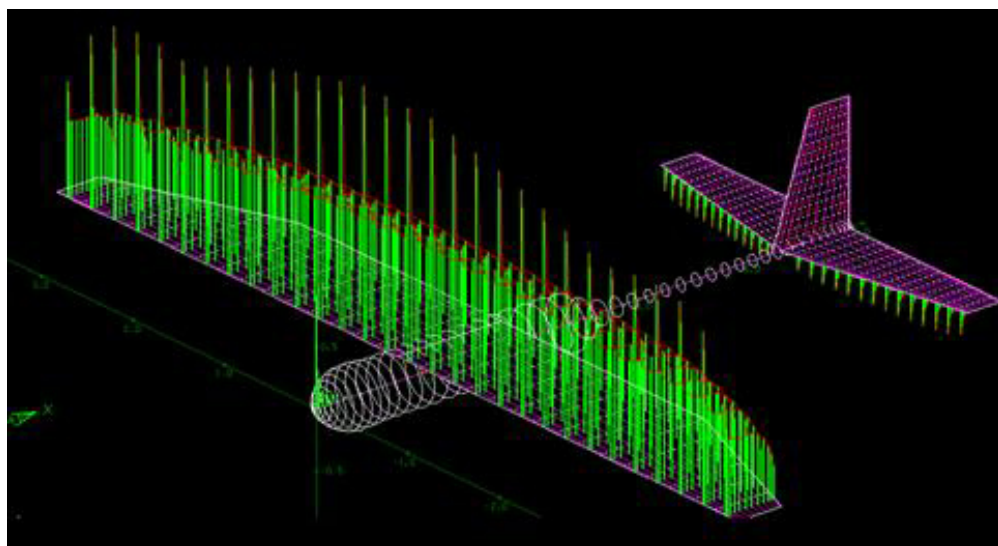


Figura 2.-Distribucion de vectores de fuerza Eje Y



Figura 3.-Posible vista del UAV.-CATIA V5 -isométrico

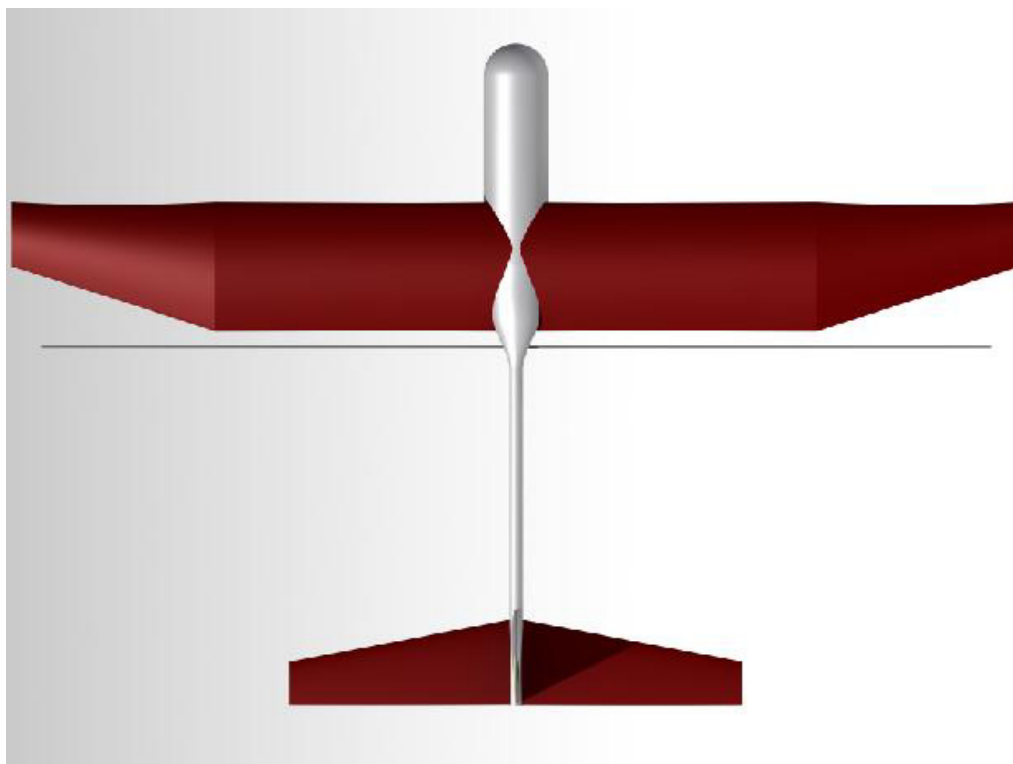


Figura 4.-Posible vista del UAV.-CATIA V5 –vista superior

APÉNDICE B

CÓDIGOS GENERADOS

MODELX2.avl

```
Fumigador ModelOP
#Mach
0.072000
#IYsym  IZsym  Zsym
0        0        0
#Sref    Cref    Bref
6.260778 0.917553 11.860000
```

```

#Xref      Yref      Zref
0.507836   0.000000   0.000000
#CD0
0.029900
#-----
SURFACE
ALA
#Nchordwise  Cspace  Nspanwise  Sspace
12           1.0     15          0.0
COMPONENT
1
YDUPLICATE
0.0
ANGLE
2.359736
SCALE
1 1 1
TRANSLATE
0.336762  0.000000  0.200000

SECTION
#Xle  Yle  Zle  Chord  Ainc  Nspanwise  Sspace
0.0  0.0  0.0  0.9546  0    10        0
AFILE
FX74CL5_140.dat

SECTION
#Xle  Yle  Zle  Chord  Ainc  Nspanwise  Sspace
0.0  2.215  0.0  0.9546  0    10        0
AFILE
FX74CL5_140.dat

SECTION
#Xle  Yle  Zle  Chord  Ainc  Nspanwise  Sspace
0.0  3.715  0.0  0.4  0    10        0
AFILE
FX74CL5_140.dat

#-----
SURFACE
ESTABILIZADOR
#Nchordwise  Cspace  Nspanwise  Sspace
12           1.0     15          0.0
COMPONENT
2
YDUPLICATE
0.0
ANGLE
0.819838
SCALE
1 1 1
TRANSLATE
4.241300  0.000000  0.000000

SECTION
#Xle  Yle  Zle  Chord  Ainc  Nspanwise  Sspace

```

```

0.0  0.0  0.0  0.6387  0  10  0
SECTION
#Xle  Yle  Zle  Chord  Ainc  Nspanwise  Sspace
0.3193  1.67  0.0  0.3193  0  10  0
#-----
SURFACE
EST V
#Nchordwise  Cspace  Nspanwise  Sspace
12  1.0  15  0.0
COMPONENT
2
ANGLE
0.000000
SCALE
1  1  1
TRANSLATE
4.169470  0.000000  0.000000

```

```

SECTION
#Xle  Yle  Zle  Chord  Ainc  Nspanwise  Sspace
0.0  0.0  0.0  0.71053  0  10  0
SECTION
#Xle  Yle  Zle  Chord  Ainc  Nspanwise  Sspace
0.35533  0.0  1.0658  0.3552  0  10  0
#-----
BODY

```

```

Fuselage
50 1.0
SCALE
1  1  1
TRANSLATE
0.0 0.0 0.0

```

```

BFIL
Fux.dat

```

Fux.dat

```

Fux
4.88 0.05
4.64 0.05
4.5  0.05
4.25 0.05
4  0.05
3.75 0.05
3.5  0.05
3.25 0.05
3  0.05
2.75 0.077
2.5  0.125
2.25 0.24
2.14 0.24
2  0.24
1.75 0.24

```


1.5	0.24
1.25	0.24
1	0.24
0.75	0.24
0.5	0.24
0.24	0.24
0	0
0.24	-0.24
0.5	-0.24
0.75	-0.24
1	-0.24
1.25	-0.24
1.5	-0.24
1.75	-0.24
2	-0.24
2.14	-0.24
2.25	-0.24
2.5	-0.125
2.75	-0.077
3	-0.05
3.25	-0.05
3.5	-0.05
3.75	-0.05
4	-0.05
4.25	-0.05
4.5	-0.05
4.64	-0.05
4.88	-0.05

Fux.dat

FXCL	
1.000000	0.000055
0.997987	0.001404
0.991965	0.005079
0.981981	0.010330
0.968117	0.016705
0.950484	0.024496
0.929224	0.033775
0.904508	0.044273
0.876536	0.055914
0.845531	0.068460
0.811745	0.081539
0.775449	0.094753
0.736934	0.107733
0.696513	0.120110
0.654508	0.131549

0.611260	0.141641
0.567117	0.150017
0.522432	0.156358
0.477568	0.160475
0.432883	0.162251
0.388740	0.161697
0.345491	0.158857
0.303487	0.153873
0.263066	0.146916
0.224552	0.138168
0.188255	0.127791
0.154469	0.115956
0.123464	0.102830
0.095492	0.088693
0.070776	0.073961
0.049516	0.059187
0.031883	0.044829
0.018019	0.031282
0.008035	0.019011
0.002013	0.008381
0.000000	0.000000
0.002013	-0.006200
0.008035	-0.010397
0.018019	-0.012500
0.031883	-0.012626
0.049516	-0.011042
0.070776	-0.008179
0.095492	-0.004516
0.123464	-0.000364
0.154469	0.004279
0.188255	0.009344
0.224552	0.014687
0.263066	0.020144
0.303487	0.025541
0.345491	0.030718
0.388740	0.035535
0.432883	0.039848
0.477568	0.043524
0.522432	0.046417
0.567117	0.048380
0.611260	0.049313
0.654508	0.049158
0.696513	0.047900
0.736934	0.045636
0.775449	0.042518
0.811745	0.038734
0.845531	0.034385
0.876536	0.029595
0.904508	0.024492
0.929224	0.019275

```

0.950484    0.014086
0.968117    0.009013
0.981981    0.004668
0.991965    0.001786
0.997987151 0.000349136
1          -5.5E-05

```

mission.dat

```

#Aeronave Tipo      A      C      Kvs
ATYPE AGRICULTURAL 0.74  -0.03  1.0
#Propulsion  Tipo      CBHP
PROPULSION  PROPELLER  0.4
#Carga de Paga (Nw)
PAYLOAD     981.0
#Carga de Tripulacion (Avionica) (Nw)
PAYLOADCA   50.0
# Fraccion de peso para el calentamiento de motores
WARMUP      0.99
# Fraccion de peso para la fase de Taxi
TAXI        0.99
# Fraccion de peso para la carrera de despegue      eta despegue
TAKEOFF      0.99  0.8
# Fraccion de peso para la fase de ascenso
CLIMB       0.985
# CrucR      Rango  Velocidad  L/D      CBHP      eta      Altitud
CRUISER      500.00  25.0    12.00   0.4      0.8      100
#Loiter      Autonomia  V      L/D      CBHP      eta      Altitud
#LOITER      0.3      22.00  10      0.4      0.8      100
# Fraccion de peso en descenso
DESCEND      1.0
# CrucR      Rango  Velocidad  L/D      CBHP      eta      Altitud
CRUISER      5000.00  22.22   10.00   0.4      0.8      50
# Fraccion de peso para la fase de ascenso
CLIMB       0.985
# CrucR      Rango  Velocidad  L/D      CBHP      eta      Altitud
CRUISER      500.00  25.0    12.00   0.4      0.8      100
# Fraccion de peso en descenso
DESCEND      1.0
#Fraccion de peso en el aterrizaje
LANDING      0.995

```

MaxTow_Estimation.m

```

function Mission=MaxTOW_Estimation( MissionFile , W0_Guess ,
ConvergenceError , MaxIterations )
x=[];
i=0;
Mission.NSegments=0;
Mission.Segment=[];
Mission.Aircraft.Type='NONE';
Mission.Aircraft.A=0.0;
Mission.Aircraft.C=0.0;
Mission.Aircraft.Kvs=0.0;

```

```

Mission.Aircraft.Propulsion.Type='NONE';
Mission.Aircraft.Propulsion.CBHP=0.0;
Mission.Aircraft.W0=W0_Guess ;
Mission.File=MisionFile ;
Mission.Payload=0.0;
Mission.CrewAvionicsPayload=0.0;
Mission.FuelWeightFraction=0.0;
Mission.EmptyWeightFraction=0.0;
Mission.FinalWeightFraction=0.0;
Mission.EmptyWeightFraction=0.0;
Mission.MaxTOW=0.0;
MissionFile=fopen(Mission.File);
while ~feof(MissionFile)
    Line=fgets(MissionFile);
    FirstCharacter=Line(1);
    if FirstCharacter ~= '#'
        KeyWord=sscanf(Line,'%s',1);
        switch KeyWord
            case 'ATYPE'
                [AircraftType,Line]=strtok(Line);
                [AircraftType,Line]=strtok(Line);
                Mission.Aircraft.Type=AircraftType;
                AircraftTypeConstants=sscanf(Line,'%f');
                Mission.Aircraft.A=AircraftTypeConstants(1);
                Mission.Aircraft.C=AircraftTypeConstants(2);
                Mission.Aircraft.Kvs=AircraftTypeConstants(3);
            case 'PROPULSION'
                [PropulsionType,Line]=strtok(Line);
                [PropulsionType,Line]=strtok(Line);
                Mission.Aircraft.Propulsion.Type=PropulsionType;
                Mission.Aircraft.Propulsion.CBHP=sscanf(Line,'%f',1);
            case 'PAYLOAD'
                Mission.Payload=sscanf(Line(8:end),'%f',1);
            case 'PAYLOADCA'
                Mission.CrewAvionicsPayload=sscanf(Line(10:end),'%f',1);
            case 'WARMUP'
                Mission.NSegments=Mission.NSegments+1;
                NSegments=Mission.NSegments;
                Mission.Segment(NSegments).Type='WARMUP';

Mission.Segment(NSegments).WeightFraction=sscanf(Line(7:end),'%f',1);
            case 'TAXI'
                Mission.NSegments=Mission.NSegments+1;
                NSegments=Mission.NSegments;
                Mission.Segment(NSegments).Type='TAXI';

Mission.Segment(NSegments).WeightFraction=sscanf(Line(5:end),'%f',1);
            case 'TAKEOFF'
                Mission.NSegments=Mission.NSegments+1;
                NSegments=Mission.NSegments;
                Mission.Segment(NSegments).Type='TAKEOFF';

Mission.Segment(NSegments).WeightFraction=sscanf(Line(8:end),'%f',1);
                Efi= sscanf(Line(13:end),'%f',1);
            case 'CLIMB'
                Mission.NSegments=Mission.NSegments+1;
                NSegments=Mission.NSegments;

```

```

Mission.Segment (NSegments) .Type='CLIMB';

Mission.Segment (NSegments) .WeightFraction=sscanf (Line (6:end), '%f',1);
case 'CRUISER'
    i=i+1;
    Mission.NSegments=Mission.NSegments+1;
    NSegments=Mission.NSegments;
    Mission.Segment (NSegments) .Type='CRUISER';
    SegmentConstants=sscanf (Line (8:end), '%f');
    R=SegmentConstants (1);
    V=SegmentConstants (2);
    L_D=SegmentConstants (3);
    CBHP=SegmentConstants (4);
    eta=SegmentConstants (5);
    Altitud=SegmentConstants (6);
    x(i)=Altitud;
    Mission.Segment (NSegments) .Range=R;
    Mission.Segment (NSegments) .Velocity=V;
    Mission.Segment (NSegments) .LiftToDragRatio=L_D;
    Mission.Segment (NSegments) .CBHP=CBHP;
    Mission.Segment (NSegments) .eta=eta;
    Mission.Segment (NSegments) .Altitud=Altitud;
    R=R/0.3048;
    V=V/0.3048;
    c=(CBHP*V/(550*eta))/3600;
    Mission.Segment (NSegments) .c=c;
    Mission.Segment (NSegments) .WeightFraction=exp(-(R*c)/(V*L_D));
case 'CRUISEE'
    i=i+1;
    Mission.NSegments=Mission.NSegments+1;
    NSegments=Mission.NSegments;
    Mission.Segment (NSegments) .Type='CRUISEE';
    SegmentConstants=sscanf (Line (8:end), '%f');
    E=SegmentConstants (1);
    V=SegmentConstants (2);
    L_D=SegmentConstants (3);
    CBHP=SegmentConstants (4);
    eta=SegmentConstants (5);
    Altitud=SegmentConstants (6);
    x(i)=Altitud;
    Mission.Segment (NSegments) .Endurance=E;
    Mission.Segment (NSegments) .Velocity=V;
    Mission.Segment (NSegments) .LiftToDragRatio=L_D;
    Mission.Segment (NSegments) .CBHP=CBHP;
    Mission.Segment (NSegments) .eta=eta;
    Mission.Segment (NSegments) .Altitud=Altitud;
    E=E*3600;
    c=(CBHP*V/(550*eta))/3600;
    Mission.Segment (NSegments) .c=c;
    Mission.Segment (NSegments) .WeightFraction=exp(-E*c/L_D);
case 'LOITER'
    Mission.NSegments=Mission.NSegments+1;
    NSegments=Mission.NSegments;
    Mission.Segment (NSegments) .Type='LOITER';
    SegmentConstants=sscanf (Line (7:end), '%f');
    E=SegmentConstants (1);
    V=SegmentConstants (2);

```

```

        L_D=SegmentConstants(3);
        CBHP=SegmentConstants(4);
        eta=SegmentConstants(5);
        Mission.Segment(NSegments).Endurance=E;
        Mission.Segment(NSegments).Velocity=V;
        Mission.Segment(NSegments).LiftToDragRatio=L_D;
        Mission.Segment(NSegments).CBHP=CBHP;
        Mission.Segment(NSegments).eta=eta;
        E=E*3600;
        c=(CBHP*V/(550*eta))/3600;
        Mission.Segment(NSegments).c=c;
        Mission.Segment(NSegments).WeightFraction=exp(-E*c/L_D);
    case 'DESCEND'
        Mission.NSegments=Mission.NSegments+1;
        NSegments=Mission.NSegments;
        Mission.Segment(NSegments).Type='DESCEND';

Mission.Segment(NSegments).WeightFraction=sscanf(Line(8:end), '%f', 1);
    case 'LANDING'
        Mission.NSegments=Mission.NSegments+1;
        NSegments=Mission.NSegments;
        Mission.Segment(NSegments).Type='LANDING';

Mission.Segment(NSegments).WeightFraction=sscanf(Line(8:end), '%f', 1);
    otherwise
        disp('La palabra clave introducida en el archivo de mision no
es valida!');
    end
end
end
end
fclose(MissionFile);
WN_W0=1.0;
for i=1:Mission.NSegments
    WN_W0 = WN_W0 * Mission.Segment(i).WeightFraction;
end
Mission.FinalWeightFraction = WN_W0;
Mission.FuelWeightFraction = 1.0 - WN_W0 ;
ApproximationError = 1.0 ;
Iteration = 1 ;
A      = Mission.Aircraft.A ;
C      = Mission.Aircraft.C ;
Kvs    = Mission.Aircraft.Kvs ;
WP     = Mission.Payload + Mission.CrewAvionicsPayload ;
W0     = Mission.Aircraft.W0;
WF_W0 = Mission.FuelWeightFraction;
WE_W0 = A * (W0^C) * Kvs ;
W0Estimate = WP / (1 - WF_W0 - WE_W0 );
ApproximationError=abs((W0-W0Estimate)/W0Estimate);
while ApproximationError > ConvergenceError && Iteration <
MaxIterations
    W0=(W0+W0Estimate)/2.0;
    WE_W0 = A * (W0^C) * Kvs ;
    W0Estimate = WP / (1 - WF_W0 - WE_W0 );
    ApproximationError=abs((W0-W0Estimate)/W0Estimate);
    Iteration=Iteration+1;
end
Mission.Aircraft.W0=W0Estimate;

```

```

Mission.EmptyWeightFraction=WE_W0;
Mission.MaxTOW=W0Estimate;
%Para guardar en fichero-----
----
Wcom=Mission.FuelWeightFraction*Mission.MaxTOW;
Wva=Mission.EmptyWeightFraction*Mission.MaxTOW;
fid=fopen('W0.txt','w');
fprintf(fid,'Peso Maximo: %i \n',Mission.MaxTOW);
fprintf(fid,'Eficiencia Helice: %i \n',Efi);
fprintf(fid,'Peso Paga: %i \n',Mission.Payload);
fprintf(fid,'Peso Avionica: %i \n',Mission.CrewAvionicsPayload);
fprintf(fid,'Peso Combustible: %i \n',Wcom );
fprintf(fid,'Peso Vacio: %i \n',Wva);
d=max(x);
fprintf(fid,'Altitud : %f \n',d);
fclose(fid);
end

```

GenInp.m

```

function Ent=GenInp( ModelX , amen , amay , paso )

Ent.File=ModelX ; %Nombre del archivo model con extension
Ent.ame=amen;      %Valor inicial de alphas
Ent.ama=amay;      %Valor mayor de alphas
Ent.Paso=paso;     %Paso para alphas

fid=fopen('input.txt','w');
fprintf(fid,'Load %s\n',Ent.File);
%fprintf(fid,'\n ');
fprintf(fid,'oper');
for i=Ent.ame:Ent.Paso:Ent.ama
    fprintf(fid,'\na\n');
    fprintf(fid,'a\n');
    fprintf(fid,'%f\n',i);
    fprintf(fid,'x\n');
    fprintf(fid,'FS\n');
end
fprintf(fid,'\n');
fprintf(fid,'\nquit');
fclose(fid);
end

```

GenGeo3.m

```

function Ent=GenGeo3( Geo, ModelX, ANA , ANA2 , POS )

Ent.File=ModelX ; %Nombre del prototipo
Ent.M= 0.072;     %# Mach
%Extraer valor XCG-----
----
XXFile=fopen('CG.txt');
Line=fgets(XXFile);
valor=sscanf(Line(5:end),'%f',1);

```

```

Ent.CGx=valor;  %Posicion CG Xref new
Ent.CGy=0.0;   %Posicion CG Yref
Ent.CGz=0.0;   %Posicion CG Zref
Line=fgets(XXFile);
valor=sscanf(Line(5:end), '%f', 1);
Ent.S=valor;    %Sref
Line=fgets(XXFile);
valor=sscanf(Line(5:end), '%f', 1);
Ent.B=valor;    %Bref
Line=fgets(XXFile);
valor=sscanf(Line(5:end), '%f', 1);
Ent.C=valor;    %Cref
fclose(XXFile);
Ent.CDo=0.0299; %CD0
%Inicio encabezado-----
----
fid=fopen(Geo, 'w');
fprintf(fid, 'Fumigador %s \n', Ent.File);
fprintf(fid, '#Mach\n');
fprintf(fid, '%f \n', Ent.M);
fprintf(fid, '#IYsym    IZsym    Zsym');
fprintf(fid, '\n0      0      0 ');
fprintf(fid, '\n#Sref      Cref      Bref');
fprintf(fid, '\n%f      %f      %f ', Ent.S, Ent.C, Ent.B);
fprintf(fid, '\n#Xref      Yref      Zref');
fprintf(fid, '\n%f      %f      %f ', Ent.CGx, Ent.CGy, Ent.CGz);
fprintf(fid, '\n#CD0');
fprintf(fid, '\n%f ', Ent.CDo);
fprintf(fid, '\n#-----
');
%Fin Primera parte-----
----
%Adquisicion de datos para ALA-----
----
AN=ANA;
X=POS;
Y=0.0;
Z=0.20;
fprintf(fid, '\nSURFACE\n');
fprintf(fid, 'ALA\n');
fprintf(fid, '#Nchordwise    Cspace    Nspanwise    Sspace');
fprintf(fid, '\n12      1.0      15      0.0 ');
fprintf(fid, '\nCOMPONENT\n');
fprintf(fid, '1\n');
fprintf(fid, 'YDUPLICATE\n');
fprintf(fid, '0.0 \n');
fprintf(fid, 'ANGLE\n');
fprintf(fid, '%f\n', AN);
fprintf(fid, 'SCALE\n');
fprintf(fid, '1 1 1 \n');
fprintf(fid, 'TRANSLATE\n');
fprintf(fid, '%f %f %f \n', X, Y, Z);

fprintf(fid, '\nSECTION\n');
fprintf(fid, '#Xle    Yle    Zle    Chord    Ainc    Nspanwise
Sspace');
fprintf(fid, '\n0.0  0.0    0.0    0.9546    0     10     0 ');

```



```

fprintf(fid, '\nAFILE\n');
fprintf(fid, 'FX74CL5_140.dat\n');

fprintf(fid, '\nSECTION\n');
fprintf(fid, '#Xle      Yle      Zle      Chord      Ainc      Nspanwise
Sspace');
fprintf(fid, '\n0.0  2.215      0.0      0.9546      0      10      0 ');
fprintf(fid, '\nAFILE\n');
fprintf(fid, 'FX74CL5_140.dat\n');

fprintf(fid, '\nSECTION\n');
fprintf(fid, '#Xle      Yle      Zle      Chord      Ainc      Nspanwise
Sspace');
fprintf(fid, '\n0.0  3.715      0.0      0.4      0      10      0 ');
fprintf(fid, '\nAFILE\n');
fprintf(fid, 'FX74CL5_140.dat\n');

fprintf(fid, '\n#-----
');
%-----
----
%Adquisicion de datos para Estab Horizontal-----
----
AN2=ANA2;
X2=4.2413;
Y2=0.0;
Z2=0.0;

fprintf(fid, '\nSURFACE\n');
fprintf(fid, 'ESTABILIZADOR\n');
fprintf(fid, '#Nchordwise      Cspace      Nspanwise      Sspace');
fprintf(fid, '\n12      1.0      15      0.0 ');
fprintf(fid, '\nCOMPONENT\n');
fprintf(fid, '2\n');
fprintf(fid, 'YDUPLICATE\n');
fprintf(fid, '0.0 \n');
fprintf(fid, 'ANGLE\n');
fprintf(fid, '%f\n', AN2);
fprintf(fid, 'SCALE\n');
fprintf(fid, '1 1 1 \n');
fprintf(fid, 'TRANSLATE\n');
fprintf(fid, '%f %f %f \n', X2, Y2, Z2);

fprintf(fid, '\nSECTION\n');
fprintf(fid, '#Xle      Yle      Zle      Chord      Ainc      Nspanwise
Sspace');
fprintf(fid, '\n0.0  0.0      0.0      0.6387      0      10      0 ');

fprintf(fid, '\nSECTION\n');
fprintf(fid, '#Xle      Yle      Zle      Chord      Ainc      Nspanwise
Sspace');
fprintf(fid, '\n0.3193  1.67      0.0      0.3193      0      10      0 ');

fprintf(fid, '\n#-----
');

```

```

%-----
----
%Adquisicion de datos para Estab Vertical-----
----
AN3=0.0;
X3=4.16947;
Y3=0.0;
Z3=0.0;

fprintf(fid, '\nSURFACE\n');
fprintf(fid, 'EST V \n');
fprintf(fid, '#Nchordwise      Cspace      Nspanwise      Sspace');
fprintf(fid, '\n12              1.0          15              0.0 ');
fprintf(fid, '\nCOMPONENT\n');
fprintf(fid, '2\n');
fprintf(fid, 'ANGLE\n');
fprintf(fid, '%f\n', AN3);
fprintf(fid, 'SCALE\n');
fprintf(fid, '1 1 1 \n');
fprintf(fid, 'TRANSLATE\n');
fprintf(fid, '%f %f %f \n', X3, Y3, Z3);

fprintf(fid, '\nSECTION\n');
fprintf(fid, '#Xle      Yle      Zle      Chord      Ainc      Nspanwise');
fprintf(fid, 'Sspace');
fprintf(fid, '\n0.0 0.0 0.0 0.71053 0 10 0 ');

fprintf(fid, '\nSECTION\n');
fprintf(fid, '#Xle      Yle      Zle      Chord      Ainc      Nspanwise');
fprintf(fid, 'Sspace');
fprintf(fid, '\n0.35533 0.0 1.0658 0.3552 0 10 0 ');

fprintf(fid, '\n#-----');
');
%-----
----

fprintf(fid, '\nBODY\n');
fprintf(fid, '\nFuselage\n');
fprintf(fid, '50 1.0');
fprintf(fid, '\nSCALE\n');
fprintf(fid, '1 1 1 \n');
fprintf(fid, 'TRANSLATE\n');
fprintf(fid, '0.0 0.0 0.0 \n');
fprintf(fid, '\nBFIL\n');
fprintf(fid, 'Fux.dat\n');
fclose(fid);

```

CG.m

```

function G = CG (L,r,Geo)
%De configuracion-----
----
r=r-0.01;
XXFile=fopen(Geo); %'MODELX2.avl'

```

```

Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
X=sscanf(Line(1:end), '%f', 1);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
valores=sscanf(Line(1:end), '%f');
crx=valores(1);
cry=valores(2);
crz=valores(3);
cr=valores(4);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
valores=sscanf(Line(1:end), '%f');
cmx=valores(1);
cmy=valores(2);
cmz=valores(3);
cm=valores(4);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
valores=sscanf(Line(1:end), '%f');
ctx=valores(1);
cty=valores(2);
ctz=valores(3);

```

```

ct=valores(4);
fclose(XXFile);
%Centroide-----
----
%Para zona a--raiz-----
----
if cr==cm %Rectangular
    Aa=cr*(cmy-cry);
    Xa=cr/2;
    Ya=(cmy-cry)/2;
else
    if cmx==0 %Trape cargada a BA
        Aa1=cm*(cmy-cry);
        Xa1=cm/2;
        Ya1=(cmy-cry)/2;
        Aa2=((cr-cm)*(cmy-cry))/2;
        Xa2=(cr-cm)/3;
        Ya2=(cmy-cry)/3;
        Aa=Aa1+Aa2;
        Xa=((Aa1*Xa1)+(Aa2*Xa2))/Aa;
        Ya=((Aa1*Ya1)+(Aa2*Ya2))/Aa;
    else
        if (X+cr)==(X+cmx+cm) %Trape cargada a BF
            Aa1=cm*(cmy-cry);
            Xa1=cm/2;
            Ya1=(cmy-cry)/2;
            Aa2=((cr-cm)*(cmy-cry))/2;
            Xa2=(2*(cr-cm))/3;
            Ya2=(cmy-cry)/3;
            Aa=Aa1+Aa2;
            Xa=((Aa1*Xa1)+(Aa2*Xa2))/Aa;
            Ya=((Aa1*Ya1)+(Aa2*Ya2))/Aa;
        else
            Aa=((cr+cm)*(cmy-cry))/2; %Trapezoide
        end
    end
end
Xa=((2*cm*cmx)+(cm*cm)+(cmx*cr)+(cm*cr)+(cr*cr))/(3*(cr+cm));
Ya=(h*((2*cm)+cr))/(3*(cr+cm));
end
%Para zona b-punta-----
----
if cm==ct %Rectangular
    Ab=cm*(cty-cmy);
    Xb=cm/2;
    Yb=(cty-cmy)/2;
else
    if ctx==0 %Trape cargada a BA
        Ab1=ct*(cty-cmy);
        Xb1=ct/2;
        Yb1=(cty-cmy)/2;
        Ab2=((cm-ct)*(cty-cmy))/2;
        Xb2=(cm-ct)/3;
        Yb2=(cty-cmy)/3;
        Ab=Ab1+Ab2;
        Xb=((Ab1*Xb1)+(Ab2*Xb2))/Ab;
        Yb=((Ab1*Yb1)+(Ab2*Yb2))/Ab;
    end
end

```

```

else
    if (X+cm)==(X+ctx+ct) %Trape cargada a BF
        Ab1=ct*(cty-cmy);
        Xb1=ct/2;
        Yb1=(cty-cmy)/2;
        Ab2=((cm-ct)*(cty-cmy))/2;
        Xb2=(2*(cm-ct))/3;
        Yb2=(cty-cmy)/3;
        Ab=Ab1+Ab2;
        Xb=((Ab1*Xb1)+(Ab2*Xb2))/Ab;
        Yb=((Ab1*Yb1)+(Ab2*Yb2))/Ab;
    else
        Ab=((cm+ct)*(cty-cmy))/2; %Trapezoide

Xb=((2*ct*ctx)+(ct*ct)+(ctx*cm)+(ct*cm)+(cm*cm))/(3*(cm+ct));
Yb=(h*((2*ct)+cm))/(3*(cm+ct));

    end
end
XX=((Aa*Xa)+(Ab*Xb))/(Aa+Ab); %Xcg Ala
YY=((Aa*Ya)+(Ab*Yb))/(Aa+Ab); %Ycg Ala
G.S=2*(Aa+Ab); %Superficie
G.b=2*(cry+cmy+cty); %Envergadura
%De W0.txt-----
----
%Lectura de Wmax de MaxTOW Estructural-----
----
PPFile=fopen('W0.txt');
Line=fgets(PPFile);
W=sscanf(Line(13:end),'%f',1); %total
Line=fgets(PPFile);
Line=fgets(PPFile);
G.wp=sscanf(Line(11:end),'%f',1); %paga fumigante x8
G.Vp=(G.wp/9.81)/1000;
G.xp=(G.Vp)/(pi*(r)*(r)); % 0.46 por diametro de fuselaje
Line=fgets(PPFile);
G.wa=sscanf(Line(15:end),'%f',1); %avionica x7
Line=fgets(PPFile);
G.wf=sscanf(Line(18:end),'%f',1); %combustible x6
G.Vf=(G.wf/9.81)/680;
G.xf=(G.Vf)/(pi*(r)*(r)); % 0.46 por diametro de fuselaje
Line=fgets(PPFile);
wv=sscanf(Line(12:end),'%f',1); %vacio
fclose(PPFile);
%Porcentajes Kumar [15]-----
----
G.wn=0.015*W; %helice x1
G.we=0.135*W; %motor x2
G.wec=0.01*W; %control motor x3
G.wos=0.01*W; %sistema Tren secu x4
G.wfs=0.01*W; %control comb x5
G.wfus=0.08*W; %fuselaje x10
G.wpi=0.0001*W; %pintura x11
G.wu=0.04*W; %tren de aterrizaje x9
G.wef=0.0504091*W; %equipo de fumigacion tanque, bomba. x12
G.wve=0.014*W; %estab ver x13
G.wh=0.02*W; %estab hor x14

```

```

%Peso ala-----
----
S=G.S/(0.3048*0.3048);
ww=2.5*S;
G.ww=ww*4.4482;% Ala N      x15
%Para Distancias-----
----
G.x1=0.01;
G.x2=(2*G.x1)+0.20;% por tamaño de motor
G.x3=(G.x2+0.20)+.05;
G.x4=G.x3+0.05;
G.x5=G.x4+0.05;
G.x6=G.x5+0.05+(G.xf/2);
G.x8=G.x6+(G.xf/2)+(G.xp/2);
G.x9=G.x8+0.10;
G.x12=G.x8+(G.xp/2)+0.15;
G.x7=G.x12+0.15+.10;
G.x10=L/3;
G.x11=L/3;
G.x13=L-0.17;
G.x14=L-0.2;
%Para CG-----
----
x=(G.wn*G.x1+G.we*G.x2+G.wec*G.x3+G.wos*G.x4+G.wfs*G.x5+G.wf*G.x6+G.wa*
G.x7+G.wp*G.x8+G.wu*G.x9+G.wfus*G.x10+G.wpi*G.x11+G.wef*G.x12+G.wve*G.x
13+G.wh*G.x14)/(G.wn+G.we+G.wec+G.wos+G.wfs+G.wf+G.wa+G.wp+G.wu+G.wfus+
G.wpi+G.wef+G.wve+G.wh);
syms y;
f=cr+((ct-cr)/(G.b/2))*y;
f2=(f)^2;
mac=int(f2,0,0.5*G.b);
G.mac=(2/G.S)*mac;
G.ca=G.mac*0.25;
G.cg=XX;
G.Xcg=((G.wn*G.x1+G.we*G.x2+G.wec*G.x3+G.wos*G.x4+G.wfs*G.x5+G.wf*G.x6+
G.wa*G.x7+G.wp*G.x8+G.wu*G.x9+G.wfus*G.x10+G.wpi*G.x11+G.wef*G.x12+G.wv
e*G.x13+G.wh*G.x14)+(x+(G.cg-
G.ca)))/(G.wn+G.we+G.wec+G.wos+G.wfs+G.wf+G.wa+G.wp+G.wu+G.wfus+G.wpi+G
.wef+G.wve+G.wh+G.ww);
G.Xcg=double(G.Xcg);
G.mac=double(G.mac);
%Guardando valor en Archivo-----
----
ar=fopen('CG.txt','w');
fprintf(ar,'Xcg: %d \n',G.Xcg);
fprintf(ar,'S : %d \n',G.S)
fprintf(ar,'B : %d \n',G.b)
fprintf(ar,'Mac: %d \n',G.mac)
fprintf(ar,'%s \n',Geo)
fclose(ar);
end

```

FunObj.m

```

function fx=FunObj(x)
a=x(1); %alpha ala *ANA

```

```

b=x(2); %alpha estab Hor *ANA2
c=x(3); %Posicion X ala *POS
%Lectura de Wmax de MaxTOW Estructural-----
----
PPFile=fopen('W0.txt');
Line=fgets(PPFile);
W=sscanf(Line(13:end), '%f',1);
fclose(PPFile);
%-----
----
%Lectura Geometria-----
----
XXFile=fopen('CG.txt');
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Geo=sscanf(Line(1:end), '%s',1);
fclose(XXFile);
%-----
----
D=AutomaticoX(a,b,c,Geo);
fx =0.5*(abs(D.L-W)+abs(D.M));

```

AutomaticoX.m

```

function D=AutomaticoX( alpha_ala,alpha_est,xdelta, Geo)

aa=alpha_ala;
ae=alpha_est;
xde=xdelta;
D.cmtot=0.0;
D.cLtot=0.0;
D.cDtot=0.0;
D.L=0;
D.D=0;
D.M=0;

Nombre=sprintf('Model X');
GenGeo3( Geo, Nombre, aa , ae , xde );
!avl.exe<inputx3.txt>outx3.txt
%-----
----

XXFile=fopen('outx3.txt');
while ~feof(XXFile)
Line=fgets(XXFile);
KWord=sscanf(Line, '%s',1);
    if strcmp(KWord, 'Run')==1
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
Line=fgets(XXFile);
D.cmtot=sscanf(Line(34:end), '%f',1);

```

```

        Line=fgets(XXFile);
        Line=fgets(XXFile);
        Line=fgets(XXFile);
        D.cLtot=sscanf(Line(12:end), '%f',1);
        Line=fgets(XXFile);
        D.cDtot=sscanf(Line(13:end), '%f',1);
        D.L=0.5*1.225*6.3796*25*25*D.cLtot;
        D.D=0.5*1.225*6.3796*25*25*D.cDtot;
        D.M=0.5*1.225*6.3796*25*25*0.954600*D.cmtot;
    end
end
fclose(XXFile);
%-----
-----
end

```

Vstall.m

```

function Vstall=VelStall(Fille,alpha)
CLmax_perfil= alpha; %dato de perfil entrada 10^6 Re
j=0;
p=0;
x=1;
d=0;
alpha=0;
Vstall.File=Fille; %out.txt
Vstall.N=0;
Vstall.Estaciones=0;
Vstall.NN=0;
Vstall.FF=[];
Vstall.cl=[];
Vstall.alpha=[];
Vstall.alpha_CLmax=0;
%Extraccion de datos del archivo de salida outN.txt-----
-----
YYFile=fopen(Vstall.File);
while ~feof(YYFile)
    Line=fgets(YYFile);
    KWord=sscanf(Line, '%s');
    if strcmp(KWord, 'Surface#1ALA')==1
        i=1;
        Vstall.N=Vstall.N+1;
        N=Vstall.N;
        Line=fgets(YYFile);
        Vstall.Estaciones=sscanf(Line(38:end), '%f',1);
        Line=fgets(YYFile);
        Line=fgets(YYFile);
        Line=fgets(YYFile);
        Line=fgets(YYFile);
        Line=fgets(YYFile);
        Line=fgets(YYFile);
        Line=fgets(YYFile);
        Line=fgets(YYFile);
        Line=fgets(YYFile);
        Line=fgets(YYFile);
        Line=fgets(YYFile);
        Line=fgets(YYFile);
    end
end

```



```

Line=fgets(YYFile);
Line=fgets(YYFile);
Vstall.FF(i)=sscanf(Line(63:end), '%f',1);
Line=fgets(YYFile);
j=i+1;
Vstall.FF(j)=sscanf(Line(63:end), '%f',1);
p=2;
    if Vstall.FF(i)>Vstall.FF(j)
        Vstall.cl(N)= Vstall.FF(i);
    else
        Vstall.cl(N)= Vstall.FF(j);
    end
    while p<= Vstall.Estaciones-1
        Line=fgets(YYFile);
        Vstall.FF(i)=sscanf(Line(63:end), '%f',1);
        p=p+1;
        if Vstall.FF(i)>Vstall.cl(N)
            Vstall.cl(N)=Vstall.FF(i);
        else
            Vstall.cl(N)=Vstall.cl(N);
        end
    end
end
end
fclose(YYFile);
%Para sacar alpha-----
----
XXFile=fopen(Vstall.File);
while ~feof(XXFile)
    Line=fgets(XXFile);
    KWord2=sscanf(Line, '%s',1);
    if strcmp(KWord2, 'Run')==1
        Vstall.NN=Vstall.NN+1;
        NN=Vstall.NN;
        Line=fgets(XXFile);
        Line=fgets(XXFile);
        Vstall.alpha(NN)=sscanf(Line(11:end), '%f',1);
    end
end
fclose(XXFile);
% Comparacion de Cl de cada estacion , con CL max de perfil-----
----
    while x<= Vstall.N
        if CLmax_perfil < Vstall.cl(x)
            alpha=x;
            x=Vstall.N+1;
        end
        x=x+1;
    end
    %Interpolacion-----
    ----
    d=alpha-1;
    Vstall.alpha_Clmax=Vstall.alpha(d)+(Vstall.alpha(alpha)-
    Vstall.alpha(d))*((CLmax_perfil-Vstall.cl(d))/(Vstall.cl(alpha)-
    Vstall.cl(d)));
    %Para guardar en fichero-----
    ----

```

```

fid=fopen('alpha_Clmax.txt','w');
fprintf(fid,'Alpha CLmax: %f \n',Vstall.alpha_Clmax);
fprintf(fid,'Ubicacion: %i \n',alpha);
fclose(fid);

```

Potency.m

```

function PReq=Potency(PollFile)
J=0;
k=0;
VLO=0;
VxO=0;
T=0;
CD0=0;
rho=1.225;%ISA
Vmax=50;% Por datos de ultra lijeros
% Estructura para potencia Requerida-----
----
PReq.N=0;
PReq.S=0;
PReq.Aero=[];
PReq.File=PollFile ;
PReq.Aero.alpha=[];
PReq.Aero.cmtot=[];
PReq.Aero.cLtot=[];
PReq.Aero.cDtot=[];
PReq.Vel=[];
PReq.Drag=[];
PReq.PotR=[];
PReq.Vel2=[];
PReq.Drag2=[];
PReq.PotR2=[];
PReq.Vel3=[];
PReq.Drag3=[];
PReq.PotR3=[];
PReq.ALPHA=[];
PReq.CL=[];
PReq.CD=[];
PReq.CM=[];
PReq.CD_Tot=[];%Ecuacion CD= CD0+K1CL+K2*CL**2
PReq.Clmax=0;%Clmax de toda la aeronave de Estructura 2
PReq.Vstall=0;
%Lectura de Wmax de MaxTOW Estructural-----
----
PPFile=fopen('W0.txt');
Line=fgets(PPFile);
W=sscanf(Line(13:end),'%f',1);
fclose(PPFile);
%Lectura de CLmax de Vstall Estructura2-----
----
ZZFile=fopen('alpha_Clmax.txt');
Line=fgets(ZZFile);
alphamax=sscanf(Line(13:end),'%f',1);
Line=fgets(ZZFile);
alpha=sscanf(Line(11:end),'%f',1);
fclose(ZZFile);

```

```

%Extraccion de datos del archivo de salida outN.txt-----
----
XXFile=fopen(PReq.File);
while ~feof(XXFile)
    Line=fgets(XXFile);
    KWord=sscanf(Line, '%s', 1);
    if strcmp(KWord, 'Run')==1
        PReq.N=PReq.N+1;
        N=PReq.N;
        Line=fgets(XXFile);
        Line=fgets(XXFile);
        PReq.Aero(N).alpha=sscanf(Line(11:end), '%f', 1);
        Line=fgets(XXFile);
        Line=fgets(XXFile);
        Line=fgets(XXFile);
        Line=fgets(XXFile);
        Line=fgets(XXFile);
        PReq.Aero(N).cmtot=sscanf(Line(34:end), '%f', 1);
        Line=fgets(XXFile);
        Line=fgets(XXFile);
        Line=fgets(XXFile);
        PReq.Aero(N).cLtot=sscanf(Line(12:end), '%f', 1);
        Line=fgets(XXFile);
        PReq.Aero(N).cDtot=sscanf(Line(13:end), '%f', 1);
        %Para curva de potencia , descarte de cL negativos
        if PReq.Aero(N).cLtot<0
            J=J+1;
        end
    end
    if strcmp(KWord, 'Sref')==1
        PReq.S=sscanf(Line(11:end), '%f', 1);
    end
end
fclose(XXFile);
%-----
----
%Potencia requerida descartando CL negativos-----
----
k=J+1;
for i=1:PReq.N-J
    PReq.Vel(i)= sqrt((2*W)/(PReq.S*rho*PReq.Aero(k).cLtot));

    PReq.Drag(i)=0.5*rho*PReq.S*PReq.Vel(i)*PReq.Vel(i)*PReq.Aero(k).cDtot;
    PReq.PotR(i)=(PReq.Drag(i)*PReq.Vel(i))/745.6998;
    k=k+1;
end
%Facilita vector para Graficas-----
----
for i=1:PReq.N
    PReq.ALPHA(i)=PReq.Aero(i).alpha;
    PReq.CM(i)=PReq.Aero(i).cmtot;
    PReq.CL(i)=PReq.Aero(i).cLtot;
    PReq.CD(i)=PReq.Aero(i).cDtot;
end
%Ec CD-----
----
xx=PReq.CL;

```

```

yy=PReq.CD;
FOX= fit(xx',yy','poly2');
K2=FOX.p1;
K1=FOX.p2;
CD0=FOX.p3;
%message=sprintf('CD = %f +%fCL +%f*CL^2',CD0,K1,K2);
for i=1:PReq.N
    PReq.CD_Tot(i)=CD0+ (K1*PReq.Aero(i).cLtot)+(K2*
PReq.Aero(i).cLtot*PReq.Aero(i).cLtot);
end
%Potencia con ecuacion CD-----
----
k=J+1;
tt=0;
promv=0;
promp=0;
for i=1:PReq.N-J
    PReq.Vel2(i)= sqrt((2*W)/(PReq.S*rho*PReq.Aero(k).cLtot));

PReq.Drag2(i)=0.5*rho*PReq.S*PReq.Vel2(i)*PReq.Vel2(i)*PReq.CD_Tot(k);
PReq.PotR2(i)=(PReq.Drag2(i)*PReq.Vel2(i))/745.6998;
k=k+1;
promv=promv+PReq.Vel2(i);
promp=promp+PReq.PotR2(i);
tt=tt+1;
end
promv=2*(promv/tt);
promp=2*(promp/tt);
%Interpolacion-----
----
p=alpha-1;
PReq.Clmax=PReq.CL(p)+(alphamax-PReq.ALPHA(p))*((PReq.CL(alpha)-
PReq.CL(p))/(PReq.ALPHA(alpha)-PReq.ALPHA(p)));
%Velocidad Stall-----
----
PReq.Vstall= sqrt((2*W)/(rho*PReq.S*PReq.Clmax));
%POTENCIA REQUERIDA SIN DESCARTAR CL-----
----
PReq.Vel3=PReq.Vstall:0.1:Vmax;
for j=1:length(PReq.Vel3)

PReq.Drag3(j)=(0.5*rho*PReq.S*(CD0+K1*((2*W)/(rho*PReq.S*PReq.Vel3(j)*P
Req.Vel3(j)))+K2*((2*W)/(rho*PReq.S*PReq.Vel3(j)*PReq.Vel3(j))^2))*P
Req.Vel3(j)*PReq.Vel3(j);
PReq.PotR3(j)=(PReq.Drag3(j)*PReq.Vel3(j))/745.6998;
end
%Graficas-----
----
figure(1);subplot(2,2,1);plot(PReq.ALPHA,PReq.CL,'.-
b',PReq.ALPHA,PReq.CM,'.-r')
title('alpha vs CL, CM'); hold on
grid on
subplot(2,2,2);plot(PReq.ALPHA,PReq.CD,'.-k',PReq.ALPHA,PReq.CD_Tot,'.-
b')
title('alpha vs CD (azul ajustada)'); hold on
grid on
subplot(2,2,3);plot(PReq.CD,PReq.CL,'.-k',PReq.CD_Tot,PReq.CL,'.-b')

```

```

title('Polar (azul ajustada)'); hold on
grid on
subplot(2,2,4);plot(PReq.Vel,PReq.PotR,'.-k',PReq.Vel2,PReq.PotR2,'.-
b')
title('Potencia Requerida (azul ajustada)'); axis([0 promv 0 promp]);
hold on
grid on
%Grafica Potencia Requerida sin descartar CD en CLnegativos-----
----
figure(2);plot(PReq.Vel3,PReq.PotR3,'.-b')
title('Potencia Requerida'); axis([0 Vmax+5 0 promp]);
hold off
grid on
%-----
----
%Para pista requerida-----
----
VLO=1.2*(PReq.Vstall);
VxO=0.7*VLO;
%Para guardar en fichero-----
----
fid=fopen('Potencia.txt','w');
fprintf(fid,'Velocidad despegue: %f \n',VLO);
fprintf(fid,'Velocidad ideal: %f \n',VxO);
fprintf(fid,'Superficie: %f \n',PReq.S);
fprintf(fid,'Densidad: %f \n',rho);
fprintf(fid,'Numero Angulos: %f \n',PReq.N);
fprintf(fid,'CLmax: %f \n',PReq.CLmax);
fprintf(fid,'ALPHA\n');
fprintf(fid,'%f\n',PReq.ALPHA);
fprintf(fid,'CL\n');
fprintf(fid,'%f\n',PReq.CL);
fprintf(fid,'CD\n');
fprintf(fid,'%f\n',PReq.CD_Tot);
fprintf(fid,'CM\n');
fprintf(fid,'%f\n',PReq.CM);
fprintf(fid,'Vstall: %f \n',PReq.Vstall);
fclose(fid);
end

```

LPista.m

```

function Pista=LPista(hsc,Pot)
%Dator requeridos
Pista.hsc=hsc;
P=Pot; %en hps
%Para iniciando
Pista.TO=0;
Pista.G=0;
Pista.TR=0;
g=9.81; % Gravedad en pies
%Datos que reciclados
%Lectura de Wmax de MaxTOW Estructural-----
PPFile=fopen('W0.txt');
Line=fgets(PPFile);
Pista.W=sscanf(Line(13:end),'%f',1);

```

```

Line=fgets (PPFile);
eta=sscanf (Line(19:end), '%f',1);
fclose (PPFile);
%Lectura de Datos de Potencia para Pista-----
PPFile=fopen ('Potencia.txt');
Line=fgets (PPFile);
Pista.VLO=sscanf (Line(20:end), '%f',1);
Line=fgets (PPFile);
Pista.VxO=sscanf (Line(17:end), '%f',1);
Line=fgets (PPFile);
S=sscanf (Line(12:end), '%f',1);
Line=fgets (PPFile);
rho=sscanf (Line(10:end), '%f',1);
Line=fgets (PPFile);
Line=fgets (PPFile);
CLmax=sscanf (Line(7:end), '%f',1);
fclose (PPFile); %Atencion!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
....
%Conversiones-----
Pista.VxO=Pista.VxO/0.3048;
Pista.VLO=Pista.VLO/0.3048;
Pista.hsc=Pista.hsc/0.3048;
g=g/0.3048;
Pista.W=Pista.W*0.224808;
S=S/(0.3048*0.3048);
rho=rho*0.00194032033;
%-----
Pista.T=(eta*P*550)/Pista.VxO;
Pista.G=(1.21*((Pista.W)/S))/(rho*g*CLmax*((Pista.T)/(Pista.W)));
R=((6.96*(Pista.VLO/1.2)*(Pista.VLO/1.2))/(g));
tob=acos (1-(Pista.hsc/R));
Pista.TR=R*sin (tob);
Pista.TO=Pista.G+Pista.TR;
%Regresando a sistema-----
----
Pista.TO=Pista.TO*0.3048;
Pista.G=Pista.G*0.3048;
Pista.TR=Pista.TR*0.3048;
Pista.hsc=Pista.hsc*0.3048;
Pista.T=Pista.T/0.224808;
Pista.W=Pista.W/0.224808;
Pista.VLO=Pista.VLO*0.3048;
Pista.VxO=Pista.VxO*0.3048;
%-----
fid=fopen ('pista.txt', 'w');
fprintf (fid, 'Pista:  %f ', Pista.TO);
fclose (fid);
disp ('Pista estimada [m]:')
disp (Pista.TO);
end

```

Master.m

```
function Master( MisionFile , W0_Guess , ConvergenceError ,
MaxIterations, Geometria, L , r , Clmax_pe ,hsc,Pot)
MaxTOW_Estimation( MisionFile , W0_Guess , ConvergenceError ,
MaxIterations );

CG (L,r,Geometria);

fid=fopen('inputx3.txt','w');
fprintf(fid,'Load %s \n',Geometria);
fprintf(fid,'oper \n');
fprintf(fid,'a\n');
fprintf(fid,'a\n');
fprintf(fid,'0.0\n');
fprintf(fid,'x\n');
fprintf(fid,'\n');
fprintf(fid,'\n');
fprintf(fid,'quit');
fclose(fid);

[Xo fval]=ga(@FunObj,3);
Xa=Xo;

disp('Genetico:');
disp(fval);
disp(Xa);

[Xop,FVAL]= fminsearch(@FunObj, Xa);

disp('Optimo:');
disp(FVAL);
disp(Xop);

GenGeo3( Geometria, 'ModelOP', Xop(1) , Xop(2) , Xop(3) );

amen=-20;
amay=20;
paso=1;

GenInp( Geometria , amen , amay , paso );
!avl.exe<input.txt>out.txt
Fille='out.txt';
VelStall(Fille,Clmax_pe);
Potency(Fille);
LPista(hsc,Pot);

end
```

BIBLIOGRAFÍA

- [1]: Instituto Nacional de Estadística y Geografía; “Producto interno bruto en México”; INEGI; Boletín de prensa No. 451/11, México 2011. (Disponible en <http://www.inegi.org.mx/>)
- [2]: Robert van Otterdijk and Alexandre Meybeck; “Save Food”, Food and Agriculture Organization; Alemania 2011. (Disponible en <http://www.fao.org>)
- [3]: International Conference on Unmanned Aircraft Systems, USA 2013 (Disponible en <http://www.uasconferences.com/>)
- [4]: Environmental Protection Agency, “Pesticides”, EPA, USA 2012. (Disponible en <http://www.epa.gov/>)
- [5]: FARMEX S.A; “Hoja técnica BENLATE (benomyl)”; Reg. N° 764-98-AG-SENASA. Perú 2011
- [6]: DU PONT S.A; “Hoja técnica CURZATE.M”; Ref. 130000000580. España 2012
- [7]: DU PONT S.A; “Hoja técnica Equatron Pro”; Ref. 110000001021. España 2012
- [8]: Daniel P. Raymer; “Aircraft Design: A Conceptual Approach “; AIAA Education Series; USA 1992.
- [9]: Barnes W. McCormick; “Aerodynamics, Aeronautics and Flight Dynamics”; John Wiley & Sons;
- [10]: Textos Científicos; “Propiedades de los polímeros y aplicaciones”; WEB; México 2007. (Disponible en <http://www.textoscientificos.com>) & Tubería HDPE PE 100 norma ISO 4427.
- [11]: Antonio Filippone, Aircraft Performance and design The University of Manchester. Dept. Mechanical. Aerospace. Civil Engineering . P.O. Box 88. Manchester M60 100 , United Kingdom. Phone (+44) 161-200 3702 (direct). Fax (+44) 161- 200 3723, Email: filippon@aerodyn.org. [http-Haerodyn.org](http://Haerodyn.org) (Noviembre 2005)
- [12]: Empresa de Fumigación agrícola aérea; Datos técnicos por operación; México 2012; (Disponible en <http://www.agricolair.net/>)
- [13]: Polini motor; Datos técnicos de Motor combustión interna; Italia 2013 (Disponible en http://www.polini.com/it/page_775.html)
- [14]: Aplicaciones Técnicas de Procesos Productivos; “Tablas densidad y peso específicos”; ATPP; España 2008.
- [15]: Ajoy Kumar Kundu; “Aircraft Design”; Cambridge Aerospace Series; Reino Unido 2010
- [16]: Andrew P. Sage; “Optimum systems control ”; Prentice-Hall, Inc; USA 1977
- [17]: Design Foil; DreeseCodde, <http://www.dreeseencode.com/>
- [18]: Gambit; ANSYS, <http://www.ansys.com/>
- [19]: Fluent; ANSYS, <http://www.ansys.com/>
- [20]: H Michael S. Selig* and James J. Guglielmo, High-Lift Low Reynolds Number Airfoil Design, University of Illinois at Urbana- Champaign, Urbana, Illinois 61801

- [21]: Universidad Nacional Autónoma de México Instituto de Geografía-
“Topografía de la república mexicana” URL:
http://www.igeograf.unam.mx/web/sigg/publicaciones/atlas/anm-2007/muestra_mapa.php?cual_mapa=MG_1_2.jpg [cited 8 september 2013]
- [22]: Math Works, Matlab, <http://www.mathworks.com/products/matlab/>
- [23]: Aircraft Performance and Design , Jhon D. Anderson Jr, Mc Graw Hill, 1999 , USA
- [24]: Empresa de fumigación agrícola en México “HMu”,
<http://www.hmu.com.mx/fumig.html>
- [25] MIT, AVL Athena Vortex Lattice, <http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>
- [26] CATIA V5 <http://academy.3ds.com/software/catia/catia-v5-student-edition/>
- [27] Informacion de aviación general. <https://www.flightglobal.com>
- [28] Motores de aeronaves pequeñas <http://rmax.yamaha-motor.com.au/specifications>
- [29] Manufactura de equipos aeronáuticos <http://www.alibaba.com/>
- [30] DISEÑO AERODINÁMICO Y ANÁLISIS DE ESTABILIDAD DE UN UAV FUMIGADOR AGRÍCOLA, GUTIÉRREZ HERNÁNDEZ JORGE ANTONIO and TORRES ZAMILPA SAUL ALBERTO. 04-08-2014, UPIIG, IPN
- [31]: Valery V. Vasiliev & Evgeny V. Mozorov, Mechanics and Analisis of Composite Materials, first edition 2001, Elsevier Science Ltd, chap 1.
- [32]: H. R. Quantick, Handbook for Agricultural Pilots, 4th ed., Collins Professional and Technical Books, 1985
- [33]: High-Lift Low Reynolds Number Airfoil Design; Michael S. Selig* and James J. Guglielmo, University of Illinois at Urbana- Champaign, Urbana, Illinois 61801, JOURNAL OF AIRCRAFT
- [34]: *Aircraft Design (Mohammad H. Sadraey)*,
- [35]: Katsuhiko Ogata, Ingeniería de control moderna, University of Minnesota, 1980 USA
- [36]: Landau, L. D. and Lifschitz, E. M. Electrodynamics of Continuous Media, 2nd ed. Oxford, England: Pergamon Press, 1984.
- [37]: Andrew P. Sage; “Optimum systems control ”; Prentice-Hall, Inc; USA 1977
- [38]: Robert van Otterdijk and Alexandre Meybeck; “Save Food”, Food and Agriculture Organization; Alemania 2011. (Disponible en <http://www.fao.org>)
- [39]: International Conference on Unmanned Aircraft Systems, USA 2013 (Disponible en <http://www.uasconferences.com/>)
- [40] Carlos A. Coello Coello, Gary B. Lamont, and David A. Van Veldhuizen. Evolutionary Algorithms for Solving Multi-Objective Problems. Springer, New York, second edition, September 2007. ISBN 978-0-387-33254-3.
- [41]: Commercial Drone, <http://www.expouav.com/attend/>

FICHA DE AUTOBIOGRAFÍA

Ing. Saúl Alberto Torres Zamilpa
Ingeniero de soporte técnico en ALE Service Center

Profesor de Asignatura de Dpto. de Ingeniería en Aeronáutica en Universidad Politécnica de Apodaca

Ingeniería en Aeronáutica con especialidad en Diseño y construcción de Aeronaves, Instituto Politécnico Nacional

Unidad Profesional interdisciplinaria de Ingeniería Campus Guanajuato

Maestría en Ingeniería Aeronáutica con Orientación en Dinámica de vuelo, Universidad Autónoma de Nuevo León

Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica de la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica.